



POSGRADO INTERINSTITUCIONAL DE CIENCIA Y TECNOLOGÍA

**ESTUDIO DE LA REDISTRIBUCIÓN DE ESFUERZOS
ANTE CARGA CÍCLICA EN MATERIALES
COMPUESTOS LAMINADOS Y LAMINADOS FIBRA
METAL CON CONCENTRADOR DE ESFUERZOS**

TESIS

QUE PARA OBTENER EL GRADO

ACADÉMICO DE

**MAESTRO EN CIENCIA Y TECNOLOGÍA EN LA
ESPECIALIDAD DE DISEÑO Y DESARROLLO DE
SISTEMAS MECÁNICOS.**

PRESENTA

ING. JOSÉ MIGUEL MARTÍNEZ PÉREZ

ASESOR

DR. CARLOS RUBIO GONZÁLEZ

Santiago de Querétaro, Qro., Abril 2017





CIENCIA Y TECNOLOGÍA

Director de Posgrado

PICYT – CIDESI

Querétaro

El abajo firmante, miembro del Comité Tutorial del alumno **José Miguel Martínez Pérez**, una vez leída y revisada la Tesis titulada “**Estudio de la redistribución de esfuerzos ante carga cíclica en materiales compuestos laminados y laminados fibra metal con concentrador de esfuerzos**”, acepto que la referida tesis revisada y corregida sea presentada por el alumno para aspirar al grado de **Maestría en Ciencia y Tecnología** en la opción terminal de **Diseño y Desarrollo de Sistemas Mecánicos** durante el Examen de Grado correspondiente.

Y para que así conste firmo la presente a los 7 días del mes de Abril del año dos mil diecisiete

DR. Carlos Rubio González

Director de Tesis.



Director de Posgrado

PICYT – CIDESI

Querétaro

Los abajo firmantes, miembros del Comité Tutorial del alumno **José Miguel Martínez Pérez**, una vez leída y revisada la Tesis titulada “**Estudio de la redistribución de esfuerzos ante caga cíclica en materiales compuestos laminados y laminados fibra metal con concentrador de esfuerzos**”, aceptamos que la referida tesis revisada y corregida sea presentada por el alumno para aspirar al grado de **Maestría en Ciencia y Tecnología** en la opción terminal de **Diseño y desarrollo de sistemas mecánicos** durante el Examen de Grado correspondiente.

Y para que así conste firmamos la presente a los 7 días del mes de Abril del año dos mil diecisiete.

Dr. Luis del Llano Vizcaya.

Presidente

Dr. Mauricio Torres Arellano

Secretario

Dr. Carlos Rubio González

Vocal.

CONTENIDO

| | |
|---|----|
| 1. INTRODUCCIÓN | 11 |
| 1.1. INTRODUCCIÓN | 11 |
| 1.2. JUSTIFICACIÓN | 12 |
| 1.3. OBJETIVOS | 12 |
| 1.3.1. Objetivo general | 12 |
| 1.3.2. Objetivos específicos | 13 |
| 1.4. HIPÓTESIS | 13 |
| 1.5. ESTADO DEL ARTE | 14 |
| 2. MARCO TEÓRICO | 23 |
| 2.1. LAMINADOS FIBRA DE VIDRIO-RESINA EPÓXICA | 23 |
| 2.2. LAMINADOS FIBRA METAL | 26 |
| 2.2.1. Laminado de aluminio reforzado con fibras de vidrio | 30 |
| 2.3. UNIÓN ADHESIVA | 33 |
| 2.3.1. Teorías de adhesión | 34 |
| 2.4. TRATAMIENTO QUÍMICO P2 | 41 |
| 2.5. MECÁNICA DE MATERIALES COMPUESTOS | 42 |
| 2.5.1. Ley de Hooke generalizada | 42 |
| 2.5.2. Teoría de laminados | 50 |
| 3. MANUFACTURA DE LAMINADOS | 61 |
| 3.1. MATERIALES CONSTTUYENTES | 61 |
| 3.1.1. Material compuesto preimpregnado | 61 |
| 3.1.2. Aleación de aluminio 2024-T3 | 61 |
| 3.2. PREPARACIÓN DE LÁMINAS DE ALUMINIO | 62 |
| 3.2.1. Tratamiento superficial a láminas de aluminio | 62 |
| 3.2.2. Ataque químico P2 a láminas de aluminio | 63 |
| 3.2.3. Prueba de película de agua libre de discontinuidades (water-break test) 68 | |
| 3.3. ELABORACIÓN DE BOLSA DE VACÍO Y APILADO DE MATERIAL | 69 |
| 3.3.1. Apilado del material | 73 |
| 3.4. CURADO EN AUTOCLAVE | 75 |

| | | |
|--------|--|-----|
| 3.4.1. | Precompresión (<i>Debulking</i>)..... | 75 |
| 3.4.2. | Curado..... | 75 |
| 3.5. | CORTE Y TALADRADO DE ESPECÍMENES | 77 |
| 3.5.1. | Corte | 77 |
| 3.5.2. | Barrenado de especímenes..... | 78 |
| 4. | PROCEDIMIENTOS EXPERIMENTALES | 80 |
| 4.1. | PRUEBAS A ESPECÍMENES CON EL CONCENTRADOR DE ESFUERZOS.. | 81 |
| 4.1.1. | Pruebas para determinar las propiedades a la tensión en laminados de fibra de vidrio | 81 |
| 4.1.2. | Pruebas para determinar las propiedades a la tensión en laminados Fibra-Metal | 82 |
| 4.2. | PRUEBAS DE FATIGA | 83 |
| 4.2.1. | Fatiga en tensión-tensión..... | 83 |
| 4.3. | PRUEBAS DE TENSIÓN PARA DETERMINAR LA DISTRIBUCIÓN DE ESFUERZOS DEBIDA AL DAÑO ACUMULADO POR FATIGA | 85 |
| 4.4. | MEDICIÓN DE LOS CAMPOS DE DEFORMACIÓN POR EL MÉTODO DE CORRELACIÓN DE IMÁGENES DIGITALES | 86 |
| 4.5. | MODELACIÓN DE ELEMENTO FINITO | 90 |
| 4.6. | INSPECCIÓN NO DESTRUCTIVA | 91 |
| 4.6.1. | Inspección visual..... | 91 |
| 4.6.2. | Inspección mediante Ultrasonido C-Scan | 92 |
| 5. | RESULTADOS | 95 |
| 5.1. | RESISTENCIA A LA TENSIÓN DE LAMINADO FIBRA DE VIDRIO-RESINA EPÓXICA CON CONCENTRADOR DE ESFUERZOS | 95 |
| 5.2. | RESISTENCIA A LA TENSIÓN DE LAMINADO FIBRA-METAL CON CONCENTRADOR DE ESFUERZOS | 96 |
| 5.3. | DAÑO ACUMULADO POR FATIGA | 98 |
| 5.3.1. | Delaminación y agrietamiento de la matriz en laminados fibra de vidrio-resina epóxica | 98 |
| 5.3.2. | Delaminación y agrietamiento de la matriz en laminado Fibra-Metal Unidireccional | 102 |
| 5.3.3. | Delaminación y agrietamiento de la matriz en laminado Fibra-Metal Multidireccional | 103 |
| 5.4. | DETERMINACIÓN DEL CAMPO DE DEFORMACIONES | 104 |
| 5.4.1. | Laminados de Fibra de vidrio-resina epóxica | 104 |

| | | |
|--------|--|-----|
| 5.4.2. | Laminados Fibra-Metal | 113 |
| 5.5. | COMPARACIÓN DE LOS RESULTADOS EXPERIMENTALES CON LA MODELACIÓN DE ELEMENTO FINITO | 119 |
| 5.5.1. | Laminados de Fibra de vidrio-resina epóxica | 119 |
| 5.5.2. | Laminados Fibra-Metal | 123 |
| 5.6. | DETERMINACIÓN DE LA DISTRIBUCIÓN DE ESFUERZOS | 128 |
| 5.7. | RESULTADOS DE INSPECCIÓN POR ULTRASONIDO C-SCAN | 140 |
| 6. | CONCLUSIONES Y TRABAJO A FUTURO | 146 |
| 6.1. | CONCLUSIONES..... | 146 |
| 6.2. | TRABAJO A FUTURO..... | 149 |
| 7. | REFERENCIAS | 150 |

ÍNDICE DE FIGURAS

| | | |
|------------|--|----|
| Figura 1. | Clasificación de los LFM basados en láminas de metal [30]..... | 27 |
| Figura 2. | Secuencia de apilado de un GLARE $Al/90^{\circ}0^{\circ}s$ | 31 |
| Figura 3. | Puenteo de grietas y delaminación en las capas de GLARE debido a cargas de fatiga [26]...... | 32 |
| Figura 4. | Esquema representativo de la interface de unión adhesiva [39]. | 35 |
| Figura 5. | Interfaz de la unión adhesiva, a) enclavamiento mecánico, b) capa límite débil [42]...... | 36 |
| Figura 6. | Doble capa eléctrica..... | 37 |
| Figura 7. | Diagrama de humectación en una superficie adherente..... | 37 |
| Figura 8. | Vista esquemática representativa de la interface de unión adhesiva, a) enclavamiento mecánico, b) contacto adhesivo por adsorción [40]...... | 39 |
| Figura 9. | Modos de fallo de las uniones adhesivas. | 41 |
| Figura 10. | Esfuerzos sobre un elemento tridimensional. | 42 |
| Figura 11. | Sistema de coordenadas global (izquierda) y local (derecha). | 46 |
| Figura 12. | Geometría del laminado. | 51 |
| Figura 13. | Esfuerzos y momentos resultantes actuando sobre un laminado. | 54 |
| Figura 14. | Distribución de esfuerzos y deformaciones en un laminado, a) laminado, b) distribución de deformaciones, c) variación del módulo E, d) distribución de esfuerzos.... | 56 |
| Figura 15. | Distribución de esfuerzo $\sigma_y(x, 0)$ alrededor de un agujero circular en una lámina de material compuesto..... | 57 |
| Figura 16. | Tipos de daño en un laminado de material compuesto [43]...... | 58 |
| Figura 17. | Ilustración esquemática de la propagación del daño en un laminado de material compuesto. | 59 |
| Figura 18. | Falla de espécimen de pruebas provocada por la delaminación entre capas... 60 | |
| Figura 19. | Abrasión manual a lámina de aluminio. | 63 |
| Figura 20. | Reactivos a) Ácido sulfúrico, b) Sulfato férrico | 65 |

| | |
|---|-----|
| Figura 21. Proceso Químico P2 | 67 |
| Figura 22. Prueba de película de agua (secado). | 68 |
| Figura 23. Corte de materiales para fabricación de bolsa de vacío | 69 |
| Figura 24. Secuencia de la bolsa de vacío. | 71 |
| Figura 25. Corte de láminas de material de material pre-impregnado de fibra de vidrio. ... | 72 |
| Figura 26. Sellado de la bolsa de vacío con Sealant tape..... | 72 |
| Figura 27. Configuración final de la bolsa de vacío. | 73 |
| Figura 28. Apilado del material compuesto pre-impregnado..... | 74 |
| Figura 29. Apilado de laminados fibra-metal..... | 74 |
| Figura 30. Autoclave ASC Econoclave 2x4 ft..... | 76 |
| Figura 31. Diagrama del ciclo de curado en autoclave. | 76 |
| Figura 32. Corte de los especímenes. | 77 |
| Figura 33. Configuración geométrica de los especímenes (mm). | 78 |
| Figura 34. Barrenado de especímenes..... | 79 |
| Figura 35. Dimensiones de las probetas para prueba de tensión. | 81 |
| Figura 36. Probeta de fibra de vidrio-aluminio con agujero para prueba de tensión..... | 83 |
| Figura 37. Esquema y nomenclatura de la carga cíclica de amplitud constante. | 85 |
| Figura 38. Patrón moteado aleatorio aplicado en los especímenes. | 87 |
| Figura 39. Pruebas de tensión en conjunto con el equipo ARAMIS® para medir el campo de deformaciones. | 89 |
| Figura 40. Modelo de elemento finito de los especímenes de material compuesto y LFM.91 | |
| Figura 41. Especimen con daño acumulado por fatiga. | 92 |
| Figura 42. Equipo de Ultrasonido C-Scan..... | 93 |
| Figura 43. Imagen de C-Scan de un espécimen con daño acumulado por fatiga..... | 94 |
| Figura 44. Curva de esfuerzo vs desplazamiento de la prueba de tensión con concentrador de esfuerzos. | 95 |
| Figura 45. a) Espécimen de fibra de vidrio unidireccional antes de realizar la prueba de tensión. b) Falla del espécimen de fibra de vidrio unidireccional por tensión cuasi-estática. | 96 |
| Figura 46. Curva esfuerzo vs deformación de la prueba de tensión del LFM con concentrador de esfuerzos. | 97 |
| Figura 47. a) Espécimen LFM unidireccional sujeto carga de tensión, b) falla del espécimen LFM unidireccional por tensión cuasi-estática, vista frontal y c) vista de perfil.98 | |
| Figura 48. a) Espécimen sin daño previo, b) daño provocado por fatiga en espécimen con 250,000 ciclos y c) con 500,000 ciclos. | 99 |
| Figura 49. a) Daño provocado por fatiga en espécimen con 750,000 ciclos y b) con 1,000,000 de ciclos. | 100 |
| Figura 50. a) Espécimen fibra de vidrio multidireccional sin daño previo, b) daño provocado por fatiga en espécimen con 750,000 ciclos y c) con 1,000,000 de ciclos..... | 101 |
| Figura 51. a) Espécimen fibra de vidrio tejida sin daño previo, b) daño provocado por fatiga en espécimen con 750,000 ciclos y c) con 1,000,000 de ciclos. | 102 |
| Figura 52. a) LFM unidireccional sin daño previo, b) LFM unidireccional con daño provocado por faa en espécimen con 750,000 ciclos y c) con 1,000,000 de ciclos. | 103 |

| | |
|--|-----|
| Figura 53. a) LFM multidireccinal sin daño previo, b) LFM multidireccionales con daño provocado por fatiga en espécimen con 750,000 ciclos y c) con 1,000,000 de ciclos..... | 104 |
| Figura 54. Campos de deformaciones de los especímenes de fibra de vidrio unidireccional a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 100 MPA a lo largo de la dirección vertical..... | 105 |
| Figura 55 Campos de deformaciones de los especímenes de fibra de vidrio unidireccional a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 200 MPA a lo largo de la dirección vertical..... | 107 |
| Figura 56. Campos de deformaciones de los especímenes de fibra de vidrio multidireccional a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 100 MPA a lo largo de la dirección vertical..... | 109 |
| Figura 57. Campos de deformaciones de los especímenes de fibra de vidrio multidireccional a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 200 MPA a lo largo de la dirección vertical..... | 110 |
| Figura 58. Campos de deformaciones de los especímenes de fibra de vidrio tejida a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 100 MPA a lo largo de la dirección vertical..... | 112 |
| Figura 59. Campos de deformaciones de los LFM unidireccionales a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 100 MPA a lo largo de la dirección vertical..... | 114 |
| Figura 60. Campos de deformaciones de los LFM unidireccionales a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 200 MPA a lo largo de la dirección vertical..... | 115 |
| Figura 61. Campos de deformaciones de los LFM multidireccionales a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 100 MPA a lo largo de la dirección vertical..... | 117 |
| Figura 62. Campos de deformaciones de los LFM multidireccionales a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 200 MPA a lo largo de la dirección vertical..... | 118 |
| Figura 63. Campos de deformación y esfuerzos del análisis de elemento finito para el espécimen de fibra de vidrio unidireccional..... | 119 |
| Figura 64. Distribución de esfuerzos presente en el borde del agujero del espécimen de fibra de vidrio unidireccional..... | 120 |
| Figura 65. Perfiles de esfuerzo obtenido del análisis de elemento finito del espécimen de fibra de vidrio unidireccional..... | 121 |
| Figura 66. Campos de deformaciones y esfuerzos (S_x), a) Lamina 1, b) Lámina 2..... | 122 |
| Figura 67. Distribución de esfuerzos presente en el borde del agujero del espécimen de fibra de vidrio multidireccional..... | 122 |
| Figura 68. Perfiles de esfuerzo obtenido del análisis de elemento finito del espécimen de fibra de vidrio multidireccional..... | 123 |
| Figura 69. Campos de deformaciones y esfuerzos del análisis de elemento finito para el LFM unidireccional..... | 124 |
| Figura 70. Distribución de esfuerzos presente en el borde del agujero del espécimen LFM unidireccional..... | 124 |
| Figura 71. Perfiles de esfuerzo obtenido del análisis de elemento finito del espécimen LFM para la lámina de fibra de vidrio unidireccional..... | 125 |
| Figura 72. Campos de deformaciones y esfuerzos del análisis de elemento finito para el LFM multidireccional..... | 125 |

| | |
|--|-----|
| Figura 73. Distribución de esfuerzos presente en el borde del agujero del espécimen LFM multidireccional. | 126 |
| Figura 74. Campos de deformaciones y esfuerzos S_x , a) Lamina 2 (aluminio), b) Lámina 4 (90°). | 127 |
| Figura 75. Perfiles de esfuerzo obtenido del análisis de elemento finito del espécimen LFM para la capa de vidrio multidireccional. | 127 |
| Figura 76. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en especímenes unidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 100 MPa. | 128 |
| Figura 77. Agrietamiento de la matriz provocado por deformaciones angulares en espécimen unidireccional con un millón de ciclos de fatiga. | 129 |
| Figura 78. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en especímenes unidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 200 MPa. | 131 |
| Figura 79. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en especímenes multidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 100 MPa. | 132 |
| Figura 80. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en especímenes multidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 200 MPa. | 133 |
| Figura 81. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en las probetas de material tejido (woven) con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 100 MPa. | 134 |
| Figura 82. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en las probetas de material tejido (woven) con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 120 MPa. | 135 |
| Figura 83. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en LFM unidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 100 MPa. | 136 |
| Figura 84. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en LFM unidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 200 MPa. | 137 |
| Figura 85. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en LFM multidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 100 MPa. | 139 |
| Figura 86. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en LFM multidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 200 MPa. | 140 |
| Figura 87. Inspección mediante ultrasonido C-Scan de laminado de espécimen de fibra de vidrio unidireccional sin daño acumulado. | 141 |
| Figura 88. Inspección mediante ultrasonido C-Scan de laminado de fibra de vidrio unidireccional con diferentes niveles de daño acumulado por fatiga. | 142 |
| Figura 89. Inspección mediante ultrasonido C-Scan de laminados de fibra de vidrio multidireccional con diferentes niveles de daño acumulado por fatiga. | 143 |
| Figura 90. Inspección mediante ultrasonido C-Scan de LFM unidireccionales con diferentes niveles de daño acumulado por fatiga. | 144 |
| Figura 91. Inspección mediante ultrasonido C-Scan de LFM multidireccionales con diferentes niveles de daño acumulado por fatiga. | 145 |

ÍNDICE DE TABLAS

| | |
|---|----|
| Tabla 1. Propiedades de distintos tipos de fibra de vidrio [28]. | 26 |
| Tabla 2. Laminados GLARE comercialmente disponibles [37]. | 33 |
| Tabla 3. Elementos de la bolsa de vacío. | 70 |

| | |
|--|----|
| Tabla 4. Propiedades elásticas y resistencias del material compuesto de fibra de vidrio unidireccional. | 80 |
| Tabla 5. Propiedades elásticas y resistencias del material compuesto de fibra de vidrio tejida. | 80 |
| Tabla 6. Propiedades mecánicas de la lámina de aleación de aluminio 2024-T3 <i>bare</i> | 80 |
| Tabla 7. Configuración de cada espécimen y nivel de daño acumulado para pruebas de tensión. | 86 |

1. INTRODUCCIÓN

1.1. INTRODUCCIÓN

La creciente demanda en la industria aeronáutica por estructuras de alta resistencia y ligeras para optimizar costos ya sea de combustible, mantenimiento, operación y la reducción de emisiones contaminantes, ha llevado al desarrollo de materiales que tengan propiedades mecánicas de muy alto desempeño. Por tales razones, los materiales compuestos reforzados con fibras poseen un amplio campo de aplicaciones en diferentes industrias como la aeroespacial, marina, automotriz, energía, debido a las ventajas que presentan tales como alta rigidez y resistencia, bajo peso relativo, resistencia a la corrosión y excelentes propiedades a la fatiga (mejores que el acero y el aluminio) [1-2].

Con frecuencia, los componentes de material para aplicaciones en elementos estructurales requieren la presencia de agujeros y recortes necesarios para la conexión de dichos elementos estructurales entre sí. Estos agujeros pueden ser utilizados para colocar remaches o pernos y generan problemas relacionados con la aparición de concentración de esfuerzos y deformaciones internos en el elemento o componente estructural, reduciendo significativamente sus propiedades mecánicas. Debido a ello y con el fin de maximizar las ventajas de los materiales compuestos reforzados con fibras y de los metales, así como minimizar las desventajas de cada uno de ellos, un nuevo concepto de laminado se propuso a principios de 1980 y fue desarrollado originalmente por la Universidad de Tecnología de Delft [3], este material es un tipo de laminado que se compone de capas de metal alternadas de material compuesto preimpregnado. Las ventajas de los laminados fibra metal, (en inglés *Fiber Metal Laminate*, FML) han sido claramente identificadas desde el principio de su desarrollo [4]. Algunas ventajas son: alta resistencia específica, tolerancia al daño, mayor tolerancia al crecimiento de grietas por fatiga, resistencia al fuego, conformabilidad y reparabilidad [5].

Los laminados fibra-metal más comunes usan láminas de aleación de aluminio, ellos son: CARALL (*Carbon Reinforced Aluminum Laminates*) que son hechas con fibra de carbono, GLARE (*Glass Reinforced*) que son hechas de fibra de vidrio ARALL (*Aramid Reinforced Aluminum Laminate*) que son hechas con fibras de aramida.

1.2. JUSTIFICACIÓN

Por su bajo peso y alta resistencia, la industria aeronáutica está empleando cada vez más componentes estructurales de materiales compuestos. Con frecuencia los componentes de material compuesto son unidos mediante remaches. Los orificios que alojan los remaches son fuertes concentradores de esfuerzos que pueden inducir la nucleación de grietas debido a cargas de fatiga. La adición de láminas metálicas a los laminados aumenta la resistencia de los componentes con orificios. Por lo tanto un entendimiento del comportamiento de los laminados fibra metal LFM, en una muestra con orificios (*open hole*) es necesario para el diseño de estructuras complejas en las que las partes se conectan sobre todo con remaches o pernos. El efecto de estas discontinuidades en el comportamiento de los LFM es un tema importante, ya que causa una reducción relativamente grande de su resistencia en comparación con un laminado sin concentradores de esfuerzo. Con el fin de reducir el costo de nuevos diseños asociados a los experimentos es necesario crear metodologías de análisis y simulación que permitan predecir el comportamiento de estos componentes bajo cargas estáticas y de fatiga.

1.3. OBJETIVOS

1.3.1. Objetivo general

Realizar una investigación experimental y numérica de la redistribución de esfuerzos debida al daño acumulado por fatiga en materiales compuestos laminados y laminados fibra-metal con concentradores de esfuerzos.

1.3.2. Objetivos específicos

- Desarrollar un procedimiento adecuado para la fabricación de laminados fibra-aluminio.
- Evaluar el efecto del esquema de cargas de fatiga (amplitud de carga constante).
- Determinar la respuesta a la fatiga del Laminado Fibra-Metal y del compuesto tejido.
- Realizar pruebas de tensión y comparar los resultados del desempeño debido al daño acumulado por fatiga del compuesto tejido (matriz-fibra), con el comportamiento debido al daño acumulado por fatiga del LFM.
- Determinación del campo de deformaciones mediante correlación de imágenes digitales y el equipo ARAMIS
- Construir modelos de los diferentes laminados con concentrador de esfuerzos mediante método de elemento finito.
- Determinar la distribución de esfuerzos alrededor del agujero en el laminado mediante elemento finito y comparar los resultados con los ensayos experimentales.

1.4. HIPÓTESIS

La presencia de un agujero con geometría circular en un componente origina una concentración y una redistribución de esfuerzos a su alrededor, por lo que las soluciones analíticas para un material lineal elástico ya no son aplicables. De este modo, si realizamos un estudio que permita comprender el efecto de fatiga en el comportamiento mecánico de compuestos laminados y laminados fibra metal podríamos determinar qué, por siguiente, la redistribución de esfuerzos varía con el daño por fatiga acumulado previamente en el espécimen, y depende de la secuencia de apilamiento y del tipo de prepreg utilizado, unidireccional, o tejido (*woven*).

1.5. ESTADO DEL ARTE

Como es sabido, los materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras presentan muchas ventajas sobre los materiales metálicos, como su alta resistencia y rigidez, excelentes propiedades a la fatiga y resistencia a la corrosión; a pesar de ello, también se presentan ciertas desventajas debidas a la naturaleza no homogénea de estos materiales, desventajas como la absorción de humedad, fractura interlaminar o delaminación [6], así como la sensibilidad que presentan a los orificios, recortes o muescas que son necesarios para la unión de componentes que son fabricados a partir de estos materiales y son utilizados en aplicaciones estructurales. Por ello, predecir la reducción en las propiedades mecánicas de los elementos estructurales es importante para el diseño y selección del material de componentes o estructuras con materiales compuestos, es por eso que se han llevado a cabo estudios sobre cómo afectan los agujeros o muescas a dichos materiales. En consecuencia, el estudio de los concentradores de esfuerzos en el desempeño de componentes estructurales fabricados de materiales compuestos reforzados con fibras ha sido objeto de un constante estudio y análisis a pesar de esto, pocas soluciones analíticas están disponibles para el cálculo de esfuerzos alrededor de un agujero.

Lekhnitskii [7] resolvió el estado de esfuerzos planos para placas con orificios de diversas geometrías y bajo distintos tipos de carga. El modelo que desarrolló permite estimar la distribución de esfuerzos alrededor de un agujero circular en un laminado ortotrópico infinito sometido a cargas en su plano. Nuismer y Whitney [8] desarrollaron dos criterios para determinar la resistencia de materiales compuestos con concentradores de esfuerzos. El criterio de esfuerzo puntual (PSC por las siglas en inglés de *Point Stress Criterion*) asume que el fallo del laminado se producirá cuando el esfuerzo aplicado alcanza el valor de la resistencia mecánica a tracción del laminado sin agujero a una determinada distancia desde el borde del agujero; por lo que este criterio se basa en el esfuerzo en un punto a una distancia lejos del

orificio, ya que los especímenes sometidos a tensión que contienen agujeros grandes causan una mayor reducción de la resistencia que los agujeros pequeños. El otro criterio denominado valor de esfuerzo promedio (ASC por las siglas en inglés de *Average Stress Criterion*) asume que la falla ocurrirá cuando el valor medio de esfuerzo a lo largo de una distancia fija delante del agujero alcance el valor de la resistencia última a la tensión del material sin el concentrador. Pandita [9] estudió la concentración de deformaciones en laminados *woven* de material compuesto con diferentes tipos de concentradores en dos diferentes direcciones de carga (en la dirección fill y en la dirección warp) del tejido. Este autor utilizó el sistema de procesamiento digital de imágenes ARAMIS® para realizar la medición del campo de deformaciones en especímenes que fueron sometidos a pruebas de tensión cuasi-estática. Se concluyó que la concentración de deformaciones en los laminados con agujero está influenciada por la dirección de carga de tracción, por la geometría del agujero y su dimensión en relación con la celda unitaria del material compuesto tejido (*plain wave*).

Por otra parte, Toubal [10] investigó el campo de deformación en placas de material compuesto sujetas a tensión uni-axial, debido a la presencia de concentraciones de esfuerzo causadas por un defecto geométrico que consiste en un agujero circular. Los campos de deformación se obtuvieron usando el método de patrón de moteado de interferometría electrónica (ESPI por las siglas en inglés de *electronic speckle pattern interferometer*). Los resultados experimentales se compararon con las predicciones del modelo teórico desarrollado por Lekhnitskii. Se concluyó que la concentración de la deformación en el material compuesto de tejido *woven* con agujeros está influenciada por la dirección de carga así como de la secuencia de orientación del laminado.

Aunque los materiales compuestos reforzados con fibras tienen un excelente tiempo de vida a la fatiga en comparación con los materiales metálicos, los investigadores deben considerar el estudio de la fatiga como un aspecto crucial del rendimiento del material durante el proceso de cálculos de diseño, en particular para los

componentes o estructuras que están sometidos a cargas cíclicas durante su tiempo de servicio.

Debido a esto se han realizado investigaciones del desempeño de los materiales compuestos con concentradores de esfuerzos sometidos a cargas de fatiga. larve et al. [11] realizaron un estudio para predecir el efecto de la relajación de esfuerzos en las fibras como resultado de las divisiones longitudinales en las capas de un laminado unidireccional con un concentrador de esfuerzos tipo agujero. O'Higgins [12] realizó una serie de pruebas experimentales en laminados de fibra de carbono y fibra de vidrio de alta resistencia con y sin agujero para comparar el inicio y crecimiento del daño en cada uno de dichos laminados. Concluyó que los especímenes de fibra de carbono con agujero tuvieron la mayor rigidez y resistencia, mientras que los especímenes de fibra de vidrio con orificio exhibieron una mayor deformación antes de la falla y significativamente una mayor tenacidad. También observó una secuencia de daños y fallos muy similar en los dos materiales.

Broughton et al. [13] llevaron a cabo un estudio del comportamiento de un laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio con agujero circular sometido a cargas de fatiga en tensión-tensión a amplitud constante y bloques de sobrecarga. Ellos demostraron que la deformación longitudinal, la rigidez y la temperatura de la superficie se pueden utilizar para evaluar la progresión del daño y la vida a la fatiga, así como también son potencialmente adecuados para predecir el comportamiento a la fatiga con muescas o agujeros. También demostraron cómo la aplicación de técnicas de medición como la correlación de imágenes digitales (DIC) puede ser útil la evaluación de daños por fatiga, y destacaron el daño crítico localizado en el borde del agujero.

Se ha demostrado que los materiales compuestos pueden exhibir diferentes modos de daño en diferentes ubicaciones al mismo tiempo en el ciclo de vida a la fatiga, tales daños pueden ser grietas en la matriz, delaminación, desunión entre la interface matriz-fibra y rotura de la fibra. Nixon y Hallett [14] describieron y compararon los tipos de daño a la fatiga en los ensayos de tensión con agujero,

mediante rayos X en diferentes configuraciones de laminados cuasi-isotrópicos de fibra de carbono y sus efectos sobre la resistencia residual. Concluyeron que las propiedades de resistencia residual dependen en gran medida de la extensión de las fracturas de matriz en el centro de las capas a 0° , lo que reduce las concentraciones de esfuerzos alrededor del agujero, por lo tanto retrasan el inicio de fallo en las fibras. La propagación de grietas en la matriz en las capas a 0° por lo general son seguidas por delaminaciones en la interface de las capas a $-45^\circ/0^\circ$.

Mollenhauer [15] utilizó interferometría de Moiré para analizar la redistribución de deformaciones superficiales provocadas por el agrietamiento de la matriz en orificios circulares en los laminados de material compuesto de fibra de carbono con un apilado $[0/45 / 90/-45]_s$ pero diferentes espesores de capa. Los laminados fueron sometidos a pruebas de tensión uniaxial. En la primer prueba observó que el espécimen tuvo una significativa reducción en la deformación en la dirección 0° (axial) debido al agrietamiento de la matriz, la prueba también reveló una significativa redistribución de las deformaciones transversales en la capa superficial. La segunda prueba la realizó en un espécimen con el mismo apilado pero en este caso las capas eran de menor espesor. Para este espécimen el agrietamiento de la matriz en la capa apilada a 45° provocó una redistribución en la deformación, además de esto, el daño en la matriz de la capa a 90° fue mayor por lo que provocó el agrietamiento de la capa superficial y llevó al fallo final del espécimen.

Erçin [16] investigó el efecto del tamaño (relación w/D) en la resistencia de dos laminados de material compuesto con orificio a base de láminas de fibra de carbono unidireccional sujetos a cargas de tensión y compresión cuasi estática. En las pruebas de tensión, identificó que el efecto que tiene la proporción de la relación $w/D=4$, esto es un incremento del orificio de 3 a 7 provoca una reducción en la resistencia de hasta 10.7% en los dos laminados. Todos los especímenes con orificio sujetos a tensión desarrollaron grietas transversales en la capa superior, iniciando desde el límite del orificio hacia las zonas de mayor deformación ubicadas en los bordes de los especímenes. Se propuso una técnica experimental para identificar la secuencia de los mecanismos de falla en la capa exterior del laminado, para el

desarrollo de esta metodología se utilizó el sistema ARAMIS® para obtener el campo de deformaciones. Los resultados experimentales fueron comparados con varios modelos de predicción de resistencia: esfuerzo puntual, esfuerzo promedio, defecto inherente, zona cohesiva y mecánica de la fractura. Se llegó a la conclusión de que los modelos de esfuerzo promedio y mecánica de fracturas finitas (en inglés *Finite Fracture Mechanics*) son los más precisos para determinar la resistencia con orificio ante cargas de tensión y compresión.

Debido a que la fabricación (manufactura) de LFM incluye la consolidación de dos materiales de naturaleza totalmente diferente, es necesario desarrollar un tratamiento superficial para la unión adhesiva que garantice la unión entre la lámina metálica y el material compuesto. Por lo anterior, Pires [17] estudió la naturaleza de la capa de óxido formada en láminas de la aleación de aluminio 2024-T3 debido a los pretratamientos de grabado alcalino y decapado con ácido, aplicados individualmente en combinación con anodizado con ácido fosfórico y su influencia en las propiedades mecánicas antes y después de un envejecimiento por inmersión en agua. Para caracterizar el comportamiento mecánico, el autor emplea juntas a traslape sencillas que fueron ensayadas en tensión hasta la ruptura. Los resultados revelan que el esfuerzo cortante promedio no difiere significativamente de un tratamiento a otro. Además, llegó a la conclusión de que la duración de las uniones adhesivas depende entre otras cosas de la morfología que posee la película de óxido y su espesor, así como ambientes con altos niveles de humedad provocan una disminución de la resistencia al cortante del revestimiento de las juntas.

Park [18] llevó a cabo una serie de experimentos para investigar el efecto de la morfología de superficie y el contenido de huecos en la interface de laminados GLARE sometidos a diferentes tratamientos superficiales. Estos consistieron en combinaciones de los siguientes métodos: limpieza con solvente, abrasión mecánica, ataque químico alcalino, ataque químico ácido y anodizado con ácido fosfórico. Se encontró que la morfología de la superficie afecta significativamente el comportamiento de la junta, particularmente en lo relacionado con la rugosidad. Ya que el autor afirma que los sustratos (aluminio) rugosos son esenciales para mejorar

la resistencia de la interfaz de la junta entre la lámina metálica y el material pre-impregnado. Para lograr una superficie rugosa utilizó la abrasión mecánica. En lo que respecta al corte inter-laminar (en inglés *Inter-Laminar Shear Stress*, ILSS), el contenido de huecos es una propiedad dominante que influye en la resistencia de la junta. Los huecos atrapados reducen la resistencia de la junta en la interface lámina metálica/material pre-impregnado resultando en una falla prematura.

Una de las primeras investigaciones realizadas para analizar el comportamiento ante cargas de fatiga del primer laminado fibra-metal (ARALL) fue realizado por Marissen [19]. El material fue sometido a cargas de fatiga de amplitud constante así como de simulaciones de vuelo para documentar y analizar el crecimiento de grietas. Dentro de los resultados que obtuvo destacan la resistencia del ARRALL al crecimiento de grietas provocadas por cargas de fatiga ya sean de amplitud constante o variable. El autor llegó a la conclusión de que el estado de esfuerzos residuales en tensión del material compuesto y de compresión en las láminas de aluminio, aumentan la resistencia al crecimiento de grietas.

Muy pocos estudios se han realizado para evaluar el desempeño de estructuras de material compuesto con muescas u orificios utilizando el método de correlación de imágenes digitales. Caminero [20] et al. llevó a cabo pruebas experimentales en laminados de fibra de carbono con concentradores de esfuerzo así como en especímenes que fueron reparados con parches adhesivos los cuales fueron sometidos a cargas de tensión para evaluar el daño producido y obtener el campo de deformaciones utilizó el método de correlación de imágenes digitales (DIC por las siglas en inglés de *Digital Image Correlation*). A pesar de que cerca del borde del orificio los resultados de las predicciones analíticas difieren un poco respecto a los resultados obtenidos con el método DIC, esto debido a los diferentes y complejos mecanismos de daño presentes en el material, el autor llega a la conclusión de que el método DIC es una herramienta poderosa para el monitoreo y estudio de desplazamientos y deformaciones en estructuras de material compuesto ya que el agrietamiento de la matriz y las delaminaciones que aparecen en las radiografías

de rayos-x coinciden con las grandes deformaciones desarrolladas alrededor del agujero y fueron registradas con éxito por el método DIC.

Carrillo [21] realizó un estudio del efecto de escalamiento en un LFM conformado por láminas de aleación de aluminio y un tejido de fibras de polipropileno. Las pruebas de tensión se realizaron con tres escalamientos diferentes: 1D (escalando la dimensión del espesor), 2D (escalando las dimensiones del plano) y 3D con todas las dimensiones escaladas. En las muestras con escalamiento 1D y 3D, se presentó una pequeña reducción en la resistencia al aumentar el tamaño. Esta caída en la resistencia fue atribuida al cambio del modo de falla: de fractura en tensión a delaminación entre capas. En contraste, se menciona que los especímenes con un escalamiento de 2D, la resistencia aumentaba cuando se incrementaban las dimensiones del espécimen, este efecto es provocado por la disminución de la delaminación en los bordes.

Debido a la sensibilidad que presentan los LFM como el ARALL y el GLARE ante muescas, agujeros o discontinuidades en comparación con el aluminio monolítico, es necesario identificar el comportamiento básico de los mecanismos de falla mecánica que se presentan en estos materiales para desarrollar métodos analíticos y poder predecir las propiedades de dichos materiales. Uno de los primeros autores en investigar los mecanismos de daño en LFM fue Wu[22], estudió la influencia de la relación entre el ancho de la probeta y el diámetro del orificio en la resistencia de laminados GLARE (4/3-2) con orificios. Para predecir la resistencia residual en tensión, utilizó un modelo modificado a partir del criterio de esfuerzo puntual. Comparó los resultados experimentales con los obtenidos de los modelos propuestos y obtuvo una buena concordancia entre ellos. Los resultados mostraron que la resistencia con orificio disminuyó al incrementar la relación $2r/W$ independientemente del ancho del espécimen. También para una relación $2r/W$ dada, la resistencia en especímenes con orificio aumentó al disminuir el ancho del espécimen. Llegó a la conclusión de que la delaminación, la rotura de fibras y la separación entre la matriz y la fibra, son los principales mecanismos de falla en el GLARE 4/3-2.

Khan [23] presentó una metodología para calcular la distribución de esfuerzos residuales en la dirección de las fibras en LFM unidireccionales después de un porcentaje de *post-stretching*, (post-estiramiento) realizó pruebas de crecimiento de grieta en laminados GLARE-2/1, 3/2, 4/3, 5/4-0.3. Obtuvo una buena correlación entre los resultados de las pruebas experimentales y los valores obtenidos mediante las predicciones de su modelo teórico. Khan [24] También realizó otra investigación sobre la influencia que tienen las variaciones de carga de fatiga en las formas en que se produce la delaminación en laminados fibra metal. Para ello realizó pruebas de fatiga en laminados GLARE que fueron sometidos a cargas de fatiga de amplitud variable. Para examinar el campo de deformaciones utilizó el método de correlación de imágenes digitales. El autor llegó a la conclusión de que las variaciones de carga si cambian significativamente la forma en que se produce la delaminación y afirma que para comprender completamente este cambio se deben considerar tanto el retardo del crecimiento de la grieta en las láminas de aluminio después de la aplicación de la sobrecarga; así como del mecanismo de *post-estretching* que se produce cerca de la punta de la grieta, ya que provoca una distribución de los esfuerzos en dicha zona.

Kawai [25] Realizó estudios experimentales y teóricos del efecto que causa el tamaño del concentrador de esfuerzos y la orientación de las fibras en la resistencia con agujero abierto en laminados GLARE 3. En sus resultados observó que la resistencia de los especímenes con orificio disminuye cuando se incrementa el tamaño del orificio, independientemente de la orientación de las fibras. Sumando a esto, observó que la sensibilidad del orificio depende de la orientación de las fibras en las capas del material compuesto y cambia gradualmente de tener un valor más alto en la dirección de la fibra (0°) a tener el valor más bajo a un ángulo de 45° . También desarrolló un criterio de falla multiaxial para compuestos. Siguiendo la línea de investigación del efecto que provocan los orificios en los LFM, Zhang [26] realizó una investigación experimental sobre los efectos de carga que provocan los pasadores en el comportamiento ante el crecimiento de grietas en el GLARE. Para ello, llevó a cabo pruebas de fatiga en dos tipos de juntas a solape simétricas con

uno y dos orificios en laminados GLARE3-3/2-0.4 y Glare3-7/6-0.4. Para obtener el campo de deformaciones en los especímenes utilizó el método DIC. En base al análisis de sus resultados, el autor llegó a la conclusión de que los efectos de la carga que provocan los pasadores aceleran la velocidad de crecimiento de las grietas en la vecindad del orificio de dicho pasador, así como estos efectos son más débiles a medida que la longitud de la grieta aumenta. La abertura de la grietas no fue simétrica por lo que se crearon formas de delaminación no simétricas, esto lo atribuyó a que las cargas no fueron simétricas, esto lo validó con los resultados de las pruebas DIC.

2. MARCO TEÓRICO

2.1. LAMINADOS FIBRA DE VIDRIO-RESINA EPÓXICA

Un material compuesto presenta dos elementos principales: fibra y matriz. La combinación adecuada de estos componentes origina materiales con mejores propiedades que las partes que los componen por separado. Además de fibra y matriz existen otros tipos de componentes como cargas y aditivos que dotan a los materiales compuestos de características peculiares para cada tipo de fabricación y aplicación [27].

La matriz de un material compuesto soporta las fibras manteniéndolas en su posición correcta; transfiere la carga a las fibras fuertes, las protege de sufrir daños durante su manufactura y su uso, así como también evitan la propagación de grietas en las fibras a todo lo largo del compuesto. La matriz, por lo general es responsable del control principal de las propiedades eléctricas, el comportamiento químico y el uso a temperaturas elevadas del compuesto.

En los compuestos de matriz polimérica debe obtenerse una buena unión entre los diversos constituyentes. Las fibras deben estar firmemente unidas al material de la matriz, si la carga debe transferirse correctamente de la matriz a las fibras. Si la unión es pobre, las fibras pueden salirse de la matriz durante la carga, reduciendo la resistencia y la resistencia a la fractura del compuesto. Las fibras de vidrio se pueden recubrir con silano, un agente orgánico (conocido como recubierta) para mejorar la unión y la resistencia a la humedad en compuestos de fibra de vidrio.

Existen diferentes clases de matrices a utilizar para la fabricación de un material compuesto de matriz polimérica:

- Termoplásticos: son solubles en solventes apropiados y fundibles bajo determinadas condiciones de temperatura: nylon, polipropileno, policarbonato, polietileno y copolímeros de estireno (ABS, SAN), etc.

- Termoestables: se caracterizan por su insolubilidad, inflexibilidad y alta rigidez: poliésteres, resina epoxi, viniléster, bismaleimidias, etc.

Algunas resinas termoestables, especialmente aquellas con las mejores prestaciones a elevadas temperaturas, son virtualmente sólidas a temperatura ambiente en su estado antes del curado. Por lo que primero mediante el calentamiento o la adición de algún solvente, deben de pasar al estado líquido para que pueda ser impregnada y se pueda consolidar con las fibras y posteriormente se cure por calentamiento a temperaturas más elevadas.

La dureza de las resinas epoxis es superior a la de las resinas de poliéster y, por ello pueden operar a temperaturas más altas y una buena adherencia a muchos sustratos y buena resistencia a los agentes químicos.

Las fibras son el componente de refuerzo del material compuesto por lo que son las responsables de otorgar buenas propiedades estructurales. Aportan resistencia mecánica y rigidez y dureza. Las características más sobresalientes de las fibras de los materiales compuestos son su resistencia a la tracción específica y su elevado módulo específico.

La resistencia específica (relación entre resistencia y densidad) y la rigidez específica (relación entre elasticidad y densidad) de los compuestos de matriz polimérica de fibras de carbono continuas, por ejemplo, pueden ser muy superiores a las de muchas aleaciones metálicas convencionales. Los compuestos también pueden tener otras propiedades, como alta conductividad térmica o eléctrica o un bajo coeficiente de dilatación. Además, de acuerdo a la orientación de las fibras o la forma en que estén entretejidas en la matriz, pueden fabricarse con propiedades estructurales específicas para usos concretos.

Las principales fibras que se utilizan en plásticos reforzados son de naturaleza cerámica: las de vidrio, las de carbono y las de boro y también se usan comúnmente algunas fibras de naturaleza orgánica como las de aramida.

La fibra de vidrio es el refuerzo más utilizado actualmente en la fabricación de materiales compuestos, sobre todo en aplicaciones industriales. Esto se debe a su gran disponibilidad, sus buenas características mecánicas y su bajo coste.

Las dos clases más importantes de vidrio utilizadas para fabricar fibra para materiales compuestos son los vidrios E (eléctricos) y los vidrios S (de alta resistencia). Los vidrios S tienen una resistencia específica más alta y son más caros que los vidrios E. Estos vidrios se utilizan principalmente en aplicaciones militares y aeroespaciales, son empleados en estructuras de elevadas características mecánicas (aeronáutica sobre todo) tiene una resistencia a la tracción y un módulo de elasticidad muy superiores a los otros tipos de vidrio. Surgió por la demanda de los sectores punta (aviación, espacio, armamento) y responde a sus exigencias en el campo de los materiales resistentes a fatiga, temperatura y humedad. La industria del automóvil aparece como la destinataria de nuevas aplicaciones de la fibra de vidrio.

Las principales características de la fibra de vidrio son [27]:

- Alta adherencia fibra-matriz, gracias a recubrimientos apropiados para la mayoría de las matrices orgánicas.
- Resistencia mecánica, siendo su resistencia específica superior a la del acero.
- Características eléctricas. Es aislante eléctrico en espesores reducidos. También es permeable a las ondas electromagnéticas.
- Incombustibilidad, es un material mineral por lo que es incombustible por naturaleza. No propaga la llama, así como aun con calor no genera humo ni toxicidad.
- Estabilidad dimensional, es poco sensible a las variaciones de temperatura y humedad, también tiene un bajo coeficiente de dilatación.
- Es insensible a la acción de roedores y de los insectos.

- Débil conductividad térmica.
- Excesiva flexibilidad.
- Bajo coste.

Tabla 1. Propiedades de distintos tipos de fibra de vidrio [28]

| Tipo | Vidrio A | Vidrio E | Vidrio S | Vidrio R |
|--|----------|----------|----------|----------|
| Diámetro del hilo (μm) | 5-13 | 10-20 | 10 | 10 |
| Densidad (Kg/m^3) | 2500 | 2580 | 2480 | 2590 |
| Módulo Elasticidad (GPa) | 69 | 72.5 | 86 | 85 |
| Resistencia a la tracción (GPa) | 3.1 | 3.4 | 4.59 | 3.4-4.4 |
| Módulo específico | 28 | 28 | 34 | 33 |
| Coefficiente de expansión térmica ($10^{-6}/^{\circ}\text{K}$) | 8.6 | 5 | 5.1 | 5 |

2.2. LAMINADOS FIBRA METAL

Al final de los años setenta, la idea de utilizar los dos materiales para formar un híbrido material estructural compuesto para superar la mayoría de las desventajas de ambos materiales nació en la Universidad Tecnológica de Delft en Holanda [29], para ello se llevaron a cabo investigaciones sobre cómo aumentar el desempeño de las aleaciones de aluminio ante cargas de fatiga. Los resultados de dichas investigaciones demostraron que la incorporación de láminas de fibra de Aramida incrementaba el desempeño de las láminas de aluminio sujetas a cargas de fatiga. Debido a estos resultados fue introducido el primer laminado fibra-metal, el ARALL (*Aramid Reinforced Aluminum Laminate*).

Los laminados fibra metal (*Fiber Metal Laminates*, FMLs por sus siglas en inglés) son estructuras compuestas híbridas constituidas a base de láminas delgadas de aleaciones metálicas y capas de materiales poliméricos reforzados con fibras. La tecnología los laminados fibra metal combina las ventajas de los materiales metálicos y así como la de los sistemas de matriz reforzados con fibras. Los metales son, por ejemplo, isotrópicos, tienen una alta relación de resistencia, también tienen buenas propiedades de resistencia al impacto y son fáciles de reparar; mientras que los materiales compuestos tienen excelentes características de fatiga y de alta resistencia y rigidez. La Figura 1 muestra una clasificación de los LFM en base a la lámina metálica y al tipo de fibra utilizada.

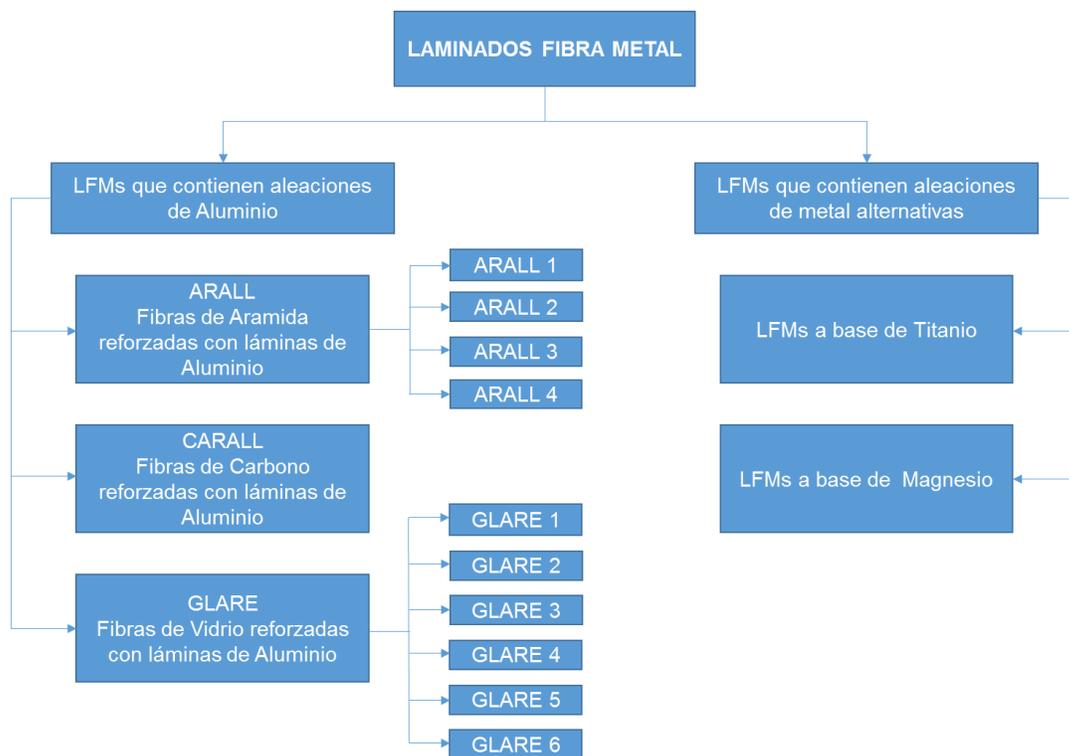


Figura 1. Clasificación de los LFM basados en láminas de metal [30]

Los laminados fibra-metal toman las ventajas del metal y de los materiales compuestos reforzados con fibras, por lo que proporcionan propiedades mecánicas superiores a una lámina convencional que consista solamente de la lámina reforzada con fibras o aleaciones de aluminio monolíticas [9]. Dentro de estas ventajas podemos encontrar las siguientes propiedades:

- Alta resistencia a la fatiga: esto se debe al fenómeno de puenteo de grietas, en el cual las fibras intactas transfieren las cargas de la lámina del metal agrietado a las capas del material compuesto adyacente. Es debido a esto que los LFM tienen excelentes propiedades a la fatiga [29].
- Alta resistencia: gracias a la combinación de las propiedades de aleaciones metálicas que tienen alta resistencia así como las propiedades de alta resistencia y rigidez de los materiales compuestos reforzados con fibras [31].
- Alta resistencia a la fractura: los LFM tienen una mejor resistencia a la fractura que la de sus aleaciones metálicas constituyentes. En base a este comportamiento y teniendo en cuenta el bajo índice de crecimiento de grietas que tienen estos materiales, representan una buena opción para un amplio conjunto de aplicaciones estructurales [32].
- Resistencia al impacto: A diferencia de los materiales compuestos, los LFM tienen un comportamiento de tolerancia al daño muy semejante al de las aleaciones de aluminio convencionales. Los mismos tipos de daño y deformación plástica se presentan solo a niveles de energía de impacto más altas. La deformación provocada por impactos es en realidad una ventaja significativa de LFM, ya que el daño visible aumenta de manera significativa la capacidad inspeccionar y detectar el daño [33].
- Baja densidad: debido a que el material compuesto tiene una matriz (epoxi) a base de polímeros, así como la baja densidad que también tienen las láminas de aluminio; los LFM tienen un considerable ahorro de peso en comparación con otros materiales estructurales [29].
- Excelente resistencia a la humedad: La absorción de humedad en los laminados fibra metal es más lenta en comparación con los compuestos poliméricos reforzados con fibras, incluso en condiciones relativamente duras, debido a la barrera de las capas exteriores de aluminio. Además las capas de material pre impregnado son capaces de actuar como barreras

contra la humedad entre las diversas capas de aluminio en el interior de los LFM

- Excelente resistencia a la corrosión: Como se ha mencionado excelente resistencia a la humedad de LFM y alta resistencia a la corrosión de fibra a base de polímero laminados asegura a los LFM excelente resistencia a la corrosión [34].

La principal desventaja asociada con los laminados fibra metal es el largo ciclo de procesamiento para curar la matriz polimérica en las capas del material compuesto [35]. Este problema aumenta el ciclo de la producción entera y disminuye la productividad, por lo que aumenta los costos de mano de obra y el costo general de los LFM.

Para llevar a cabo el proceso de fabricación de materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras así como para fabricar laminados fibra metal es necesario el uso de autoclave para realizar el curado. Por lo que el proceso general para la producción de LFM implica alrededor de cinco actividades principales:

1. Preparación de herramientas y materiales. Durante este paso, las superficies de las láminas de aluminio se tratan previamente por abrasión mecánica y en seguida por el ácido crómico o ácido fosfórico, con el fin de mejorar la unión adhesiva entre la capa metálica y el laminado reforzado con fibras.
2. Deposición de materiales, incluyendo el corte, apilado y vacío (*debulking* para eliminar aire o volátiles entre las láminas del material pre impregnado) del laminado.
3. Preparación para el curado, esto implica la limpieza de las herramientas a utilizar y la elaboración de la bolsa de vacío.
4. Curado, incluyendo el proceso de flujo de consolidación, las reacciones químicas por el curado de la matriz así como la unión entre las capas de fibra y metal.
5. Inspección, generalmente por ultrasonido, rayos X, técnicas visuales y ensayos mecánicos [34].

Debido a estas grandes ventajas, empresas como Embraer, la NASA, Aerospatiale, Boeing, Airbus, han empezado a trabajar con este tipo de materiales como una alternativa para sustituir los componentes fabricados a partir de aleaciones de aluminio y con ello ahorrar dinero y garantizar la seguridad de sus aeronaves. Los estudios de costos de los LFM mostraron que son de cinco a diez veces más caros por cada kilogramo de una aleación de aluminio tradicional utilizado en el campo aeroespacial, pero pueden exhibir al menos un 20% de reducción en el peso total de la estructura [30]. En la actualidad, los LFM se utilizan en diversas aplicaciones tales como: estructura de las alas, fuselajes y protección balística.

2.2.1. Laminado de aluminio reforzado con fibras de vidrio

Los laminados GLARE (*GLass REinforced*) pertenecen a la familia de laminados fibra-metal, consisten en alternar capas de material preimpregnado reforzados con fibras unidireccionales de vidrio y láminas de aleación de aluminio de alta resistencia. Este tipo de laminados fue desarrollado para aplicaciones aeronáuticas en sustitución del ARALL, se sabe que fueron introducidos por la Universidad Tecnológica de Delft en Holanda en 1990. Posteriormente en 1991, mediante una alianza entre AKZO y ALCOA fueron producidos y comercializados bajo la denominación de GLARE [30]. La Figura 2 muestra el apilamiento esquemático de GLARE en un arreglo multidireccional $[Al/90^{\circ}/0^{\circ}]_s$.

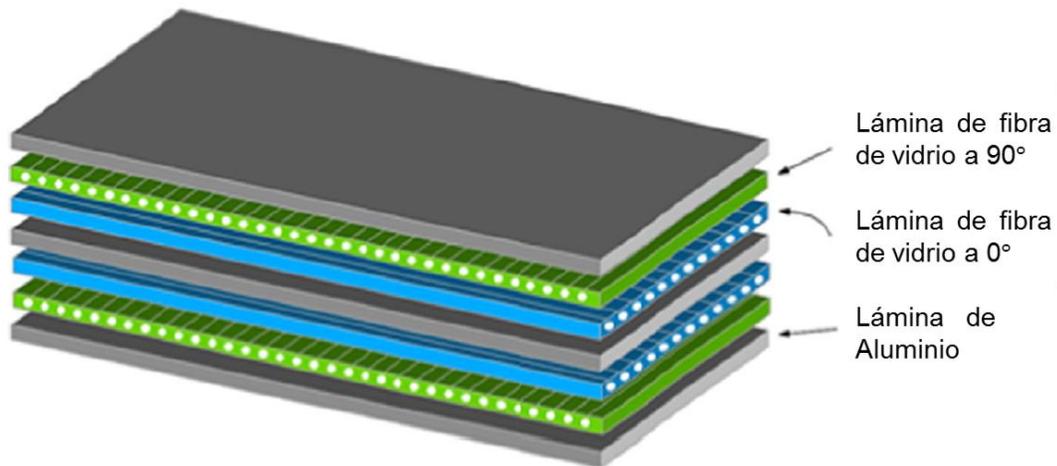


Figura 2. Secuencia de apilado de un GLARE $[Al/90^\circ/0^\circ]_s$

La rigidez y resistencia específicas en la dirección de la fibra del GLARE sobrepasan a la alta resistencia que poseen las láminas metálicas de aleación de aluminio. Estas características contribuyen a una significativa disminución del peso en estructuras que están diseñadas para trabajar predominantemente bajo cargas de tensión. Otra característica importante del GLARE es el mecanismo conocido como “*crack bridging*” (Figura 3) que impide el crecimiento y la propagación de grietas en las láminas de aluminio que están sujetas a esfuerzos de fatiga. Las fibras reducen la intensidad de esfuerzos en la punta de la grieta del metal y por lo tanto la tasa de crecimiento de la grieta. Se origina delaminación entre las capas de fibra y de metal alrededor de grietas debido al alto grado de transferencia de carga sobre la interfaz de fibra/metal.

GLARE tiene una mejor adhesión entre las fibras de vidrio en comparación con las de ARALL, por otra parte las fibras de vidrio son más resistentes a la carga por compresión. Otras ventajas de GLARE son su resistencia a la tensión, resistencia a la compresión, mejor compresión al impacto y una mejor resistencia residual. La mejor adhesión entre la fibra de vidrio y la resina hace que los laminados GLARE puedan ser construidos con fibras en ambas direcciones, esto es necesario para aplicaciones donde se producen tensiones biaxiales, estas propiedades hacen que GLARE pueda ser usado en una gama más amplia de aplicaciones potenciales [36].

La carga se transfiere de la grieta hacia las fibras

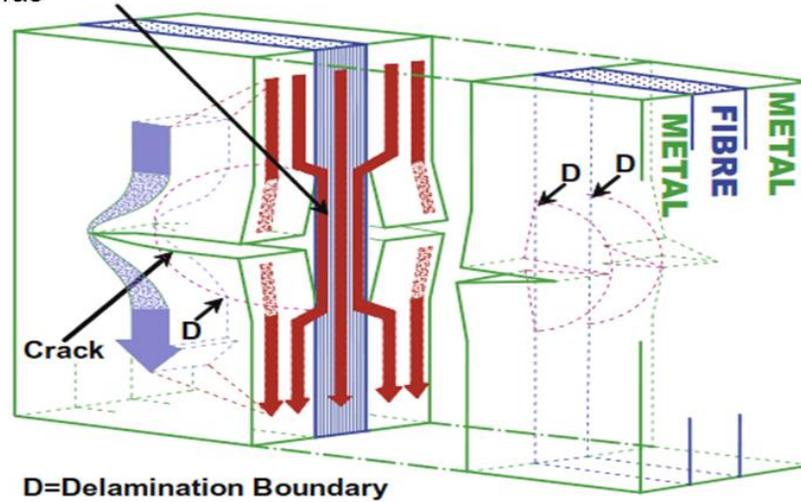


Figura 3. Puenteo de grietas y delaminación en las capas de GLARE debido a cargas de fatiga [26].

En la actualidad existen seis grados comerciales del GLARE (Tabla 2). Todos ellos están fabricados a base de preimpregnados de fibra de vidrio unidireccionales embebidas en resina epoxi por lo que se tiene un volumen de fibra nominal del 60%. Debido a la combinación única de propiedades que el GLARE posee, tiene un amplio campo de aplicaciones. Es por ello que se ha utilizado principalmente en el sector aeroespacial; por ejemplo, el GLARE se utiliza en la estructura de revestimiento del fuselaje superior así como en los bordes delanteros de la cola horizontal y vertical del nuevo avión de gran capacidad de pasajeros Airbus A380[37].

Tabla 2. Laminados GLARE comercialmente disponibles [37].

| Clasificación Glare | Subclasificación | Espesor lámina de Aluminio (mm) y aleación | Orientación del prepreg en cada capa de fibra | Las características benéficas principales |
|---------------------|--------------------------------------|--|---|--|
| Glare 1 | - | 0.3–0.4 7475-T761 | 0/0 | Fatiga, resistencia, esfuerzo último |
| Glare 2 | Glare 2A GLare 2B | 0.2–0.5 2024-T3 0.2–0.5 2024-T3 | 0/0 90/90 | Fatiga, resistencia Fatiga, resistencia |
| Glare 3 | - | 0.2–0.5 2024-T3 | 0/90 | Fatiga, impacto |
| Glare 4 | Glare 4A Glare 4B | 0.2–0.5 2024-T3 0.2–0.5 2024-T3 | 0/90/0 90/0/90 | Fatiga, resistencia en dirección 0° Fatiga, resistencia en dirección 90° |
| Glare 5 | - | 0.2–0.5 2024-T3 | 0/90/90/0 | Impacto |
| Glare 6 | Glare 6 ^a Glare 6B | 0.2–0.5 2024-T3 0.2–0.5 2024-T3 | +45/-45 -45/+45 | Cortante, propiedades fuera del eje principal Cortante, propiedades fuera del eje principal |

2.3. UNIÓN ADHESIVA

Un adhesivo es un material que permite la unión entre dos superficies o sustratos, en el que actúan dos fuerzas esenciales, la adhesión y la cohesión: la adhesión es la fuerza de unión que se produce entre el adhesivo y el sustrato y la cohesión es la resistencia ejercida en el interior del adhesivo. El conjunto de interacciones físicas y químicas que tienen lugar en la interface adhesivo/adherente recibe el nombre de adhesión. Wu [38] ha definido el concepto de adhesión de la siguiente manera: “La adhesión se refiere al estado en el que dos elementos diferentes se mantienen unidas por contacto íntimo interfacial de tal manera que la fuerza mecánica o el trabajo se pueden transferir a través de la interfaz. Las fuerzas interfaciales que sostienen las dos fases juntas pueden surgir de las fuerzas de Van der Waals, enlace químico o atracción electrostática. La resistencia mecánica del sistema está determinada no solo por las fuerzas interfaciales, sino también por las propiedades mecánicas de la zona interfacial de los elementos.”

Dependiendo del mecanismo de unión, los adhesivos pueden ser químicos físicos o físico-químicos. La unión física consiste en la trabazón de los elementos mediante una sustancia que ocupa los intersticios e irregularidades del material.

La unión química se debe a la interacción entre las moléculas de adhesivo y las de sustrato, generalmente por fuerzas de Van der Waals.

La unión de componentes estructurales con adhesivos ofrece muchas ventajas a diferencia de los sujetadores mecánicos convencionales: por citar algunas ventajas como obtener un peso de la estructura inferior, el costo de fabricación es menor y también se tiene una mejor tolerancia al daño [35].

La adhesión depende de tres factores: mecánico (rugosidad y acabado superficial), físico (humectación del sustrato) y químico (naturaleza y afinidad que existe entre el sustrato y el adhesivo). A continuación se describen los requisitos básicos para una buena adherencia en la superficie metálica:

- Limpieza de la superficie: el contar con una superficie adherente limpia es un aspecto crítico, por lo que el tratamiento de dicha superficie antes de realizar la unión no debe ser descartado. Es por eso que cualquier contaminación deber ser eliminada, materiales extraños como aceite, suciedad, polvo, humedad y capas de óxido deben de ser removidos.
- Humectación de la superficie: la humectación es el desplazamiento del aire (o gases) presente en la superficie de los adherentes por una fase líquida. El resultado de una buena humectación provoca que se tenga una mayor área de contacto entre los adherentes y el adhesivo.
- Proceso apropiado de la unión: el adhesivo no solo deber ser aplicado en las superficies de los adherentes, la unión deber ser expuesta a una temperatura apropiada, presión y tiempo de retención.

2.3.1. Teorías de adhesión

Históricamente, las teorías de enclavamiento mecánico, electrostática, difusión y reacción adsorción se han postulado para describir los mecanismos de adhesión. Recientemente, nuevas teorías se han desarrollado para describir los mecanismos

de unión adhesiva. A menudo, es difícil atribuir completamente la unión adhesiva a un mecanismo individual. Un factor de confusión que impide la completa comprensión de los mecanismos de adhesión es el concepto de la zona de la interface que se crea en la superficie tratada, como se ilustra en la Figura 4. Esto se debe principalmente al hecho de que la zona de interface es un fenómeno muy complejo ya que implica un conocimiento multidisciplinario, como por ejemplo, propiedades del material, el gradiente de propiedades de la superficie tratada, la química de la superficie, entre otros temas relevantes [39]. Es por eso que una combinación de mecanismos es probablemente responsable de la unión.

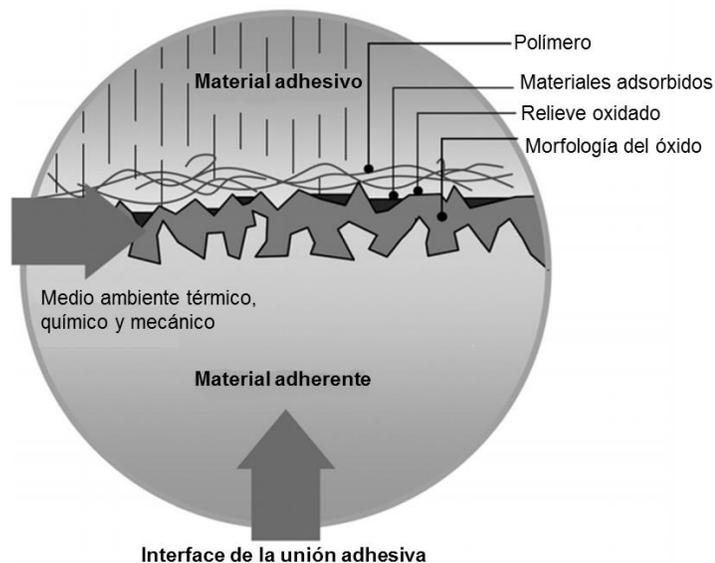


Figura 4. Esquema representativo de la interface de unión adhesiva [39].

2.3.1.1. Teoría mecánica

Este modelo es el primero y más antiguo de todos, de acuerdo a esta teoría, la adhesión se debe a un anclaje del adhesivo en los poros, cavidades y rugosidades superficiales del sustrato. La penetración del adhesivo en la orografía superficial del sustrato provoca que la zona de contacto real entre los dos materiales sea varias centenas de veces superior a la correspondiente a la superficie aparente de contacto. Por tanto, rugosidad y porosidad son factores favorables a la adhesión. Es preciso asegurar una buena humectabilidad del sustrato por el adhesivo, puesto

que las cavidades no alcanzadas por el adhesivo constituyen puntos potenciales de iniciación de rotura de la unión adhesiva. Los adhesivos con frecuencia, forman uniones más fuertes a superficies rugosas que han sido sujetas a un proceso de abrasión que a superficies lisas. El incremento de adhesión después de la abrasión de la superficie del adherente puede deberse a: (1) el enclavamiento mecánico (Figura 5), (2) la formación de una superficie limpia, (3) la formación de una superficie altamente reactiva y (4) un aumento de la superficie de contacto.

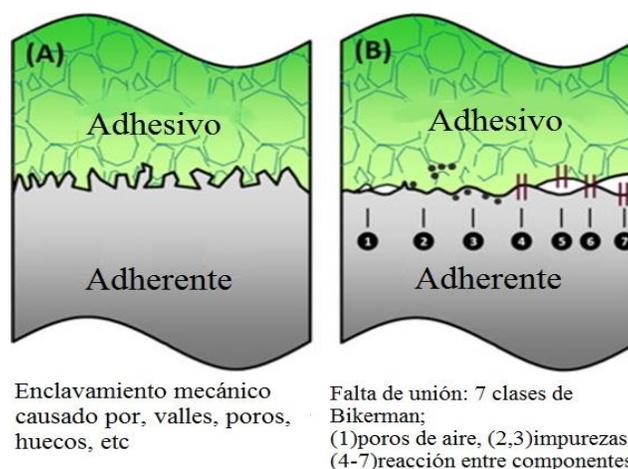


Figura 5. Interfaz de la unión adhesiva, a) enclavamiento mecánico, b) capa límite débil [42].

2.3.1.2. Teoría electrostática

Esta teoría propone que la adhesión tiene lugar debido a los efectos electrostáticos entre el adhesivo y el adherente. Se supone que una transferencia de electrones tiene lugar entre el adhesivo y el adherente como resultado de estructuras de banda electrónica diferentes. Fuerzas electrostáticas que tienen una forma de doble capa eléctrica se crean en la interface adhesivo adherente de dos materiales de naturaleza diferente, por ejemplo un polímero y el vidrio. Estas fuerzas explican la resistencia a la separación. El mecanismo electrostático es una explicación plausible de los enlaces de adhesión polímero-metal. Se ha calculado la contribución del mecanismo electrónico en sistemas no metálicos a la adhesión y se ha encontrado que es pequeña cuando se compara con la cantidad de adhesión química [41].

La existencia de una doble capa eléctrica es fundamental para explicar los fenómenos de adhesión (Figura 6), pero no puede considerarse un modelo universal, y sólo se puede aplicar a determinados casos particulares

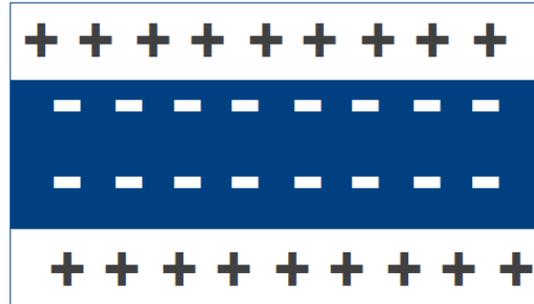


Figura 6. Doble capa eléctrica.

2.3.1.3. Teoría de humectación

Esta teoría, también conocida como la teoría de la adsorción termodinámica propone que la adhesión, resulta del contacto molecular entre dos materiales y las fuerzas superficiales que se desarrollan. El primer paso en el proceso de la unión, es la formación de fuerzas interfaciales entre el adhesivo y los substratos. El proceso de establecer contacto continuo entre el adhesivo y el adherente se llama humectación. Una buena humectación resulta cuando el adhesivo fluye dentro de los valles y cavidades dentro de la superficie del substrato como se muestra en la Figura 7c). Una pobre humectación ocurre cuando el adhesivo pasa sobre los valles, y resulta en una reducción del área de contacto real entre el adhesivo y el adherente, como se representa en las figuras 7a) y 7b). Una humectación incompleta genera defectos interfaciales, reduciendo así la resistencia de la unión adhesiva.

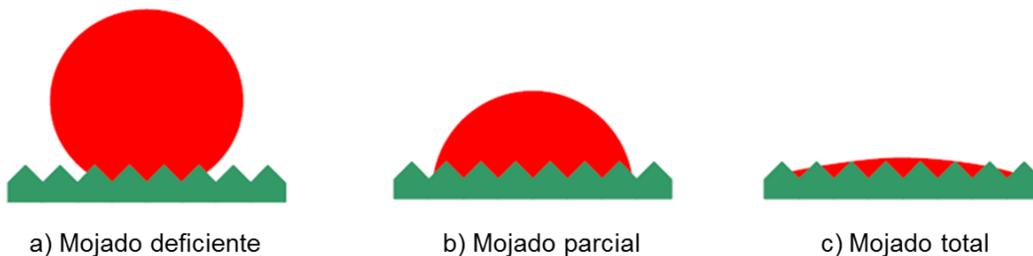


Figura 7. Diagrama de humectación en una superficie adherente.

Esta teoría explica muchas de las uniones adhesivas que se realizan habitualmente (Figura 8b). Algunos autores apoyan la idea de que al poner en contacto íntimo dos sólidos no importa que haya o no difusión porque cuando se produce, las fuerzas intermoleculares que se desarrollan en la interface son suficientes para garantizar una adhesión del mismo orden de magnitud, no existiendo por tanto una frontera clara entre difusión y adsorción termodinámica.

En general, se distinguen diferentes tipos de fuerzas involucradas en el fenómeno de adsorción:

- Enlaces secundarios:
 - Fuerzas de van der Waals.
 - Puentes de hidrógeno.
- Enlaces primarios:
 - Enlace iónico.
 - Enlace covalente.

A pesar de su debilidad relativa, los enlaces secundarios generan en la práctica uniones suficientemente fuertes, dado que la superficie que entra en juego es considerable. Los enlaces primarios mejoran la durabilidad de las adhesiones y suelen ser necesarios para la adhesión de materiales cerámicos y vidrio.

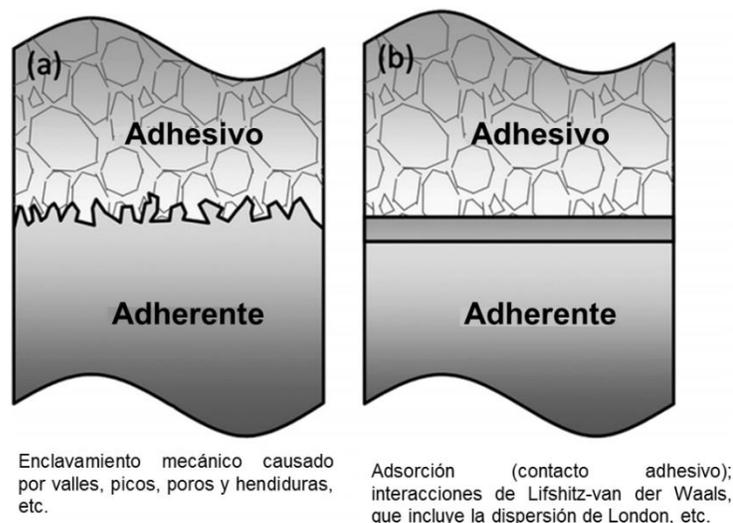


Figura 8. Vista esquemática representativa de la interface de unión adhesiva, a) enclavamiento mecánico, b) contacto adhesivo por adsorción [40].

2.3.1.4. Teoría electrostática de la capa límite débil

La falla en la interface, se causa por una ruptura cohesiva o una capa limite débil. La capa límite débil puede originarse del adhesivo, el adherente, el ambiente o una combinación de cualquiera de estos factores. Las capas limite débil pueden ocurrir, si una impureza se concentra cerca de la superficie de unión y forma una fijación débil al substrato. Cuando la falla toma lugar, es la capa límite débil la que falla, a pesar de que la falla aparenta tomar lugar en la interface adhesivo-adherente. Cuando el adhesivo no se humecta en el substrato, como se muestra en la Figura 5b, una capa limite débil (aire) se forma en la interface, causando una reducción en la resistencia de la junta.

2.3.1.5. Definición de modos de falla

EL mecanismo de una unión adhesiva depende de la resistencia de la unión entre el substrato y el adhesivo (adhesión) y de las fuerzas internas del adhesivo (cohesión). Además, la función principal de una unión adhesiva estructural es transmitir una carga externa a los demás miembros estructurales. Si la unión no es

capaz de transmitir la carga de manera adecuada, sufrirá un daño que posiblemente, desembocará en el fallo de la unión [41].

Un esquema de adhesión hipotética es mostrado en la Figura 8b, asumiendo que la unión es sometida a una prueba de tensión de modo en que los dos adherentes son jalados en la dirección perpendicular al adhesivo. Los posibles modos de fallo que se pueden presentar en las uniones adhesivas se pueden resumir en tres posibles tipos, como se puede observar en la Figura 9:

- Fallo adhesivo: Fallo de la unión de interface entre el sustrato y el adhesivo (Figura 9a).
- Fallo cohesivo: Fallo de la capa adhesiva. Se rompen las fuerzas de cohesión del mismo, de tal manera que ambas superficies adherentes permanecen cubiertos con el adhesivo (Figura 9c).
- Fallo del sustrato: En algunos casos, la unión adhesiva es tan fuerte que provoca la fractura del sustrato antes que la unión, también se le conoce como fallo cohesivo en el adherente (Figura 9d).

Las fallas de cohesión a menudo implican más de un modo de fallo y es atribuido como porcentaje de fallo en el adherente o fallo adhesivo (Figura 2.9b). Así, las uniones por adhesivo, pueden fracasar adhesiva o cohesivamente. La evaluación de la unión adhesiva una vez producida la fractura puede desvelar fallos que hayan sido producidos por un tratamiento inadecuado de las superficies a unir, por una falta de cohesión por un curado inadecuado o que el adhesivo no haya alcanzado las propiedades mecánicas deseadas.

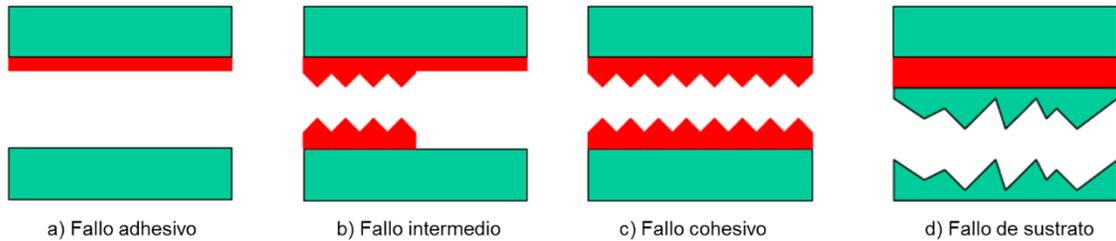


Figura 9. Modos de fallo de las uniones adhesivas.

2.4. TRATAMIENTO QUÍMICO P2

En general existen tres tipos de soluciones químicas con ácidos para modificar las superficies metálicas: ácido crómico-sulfúrico (CAE), el ataque químico FPL (*Forest Product Laboratory*) y el ataque químico P2 [36]. El ataque químico P2 fue originalmente desarrollado para reemplazar al ataque químico FPL que contiene sustancias tóxicas y ambientalmente peligrosas [42]. Dentro de los objetivos que se tenían que cumplir para este nuevo ataque químico P2, era obtener un tratamiento de superficie para el aluminio que pudiera ser por lo menos igual que el estándar industrial, el ataque químico FPL. El nuevo ataque químico estaba libre de cromatos y tenía un mínimo de toxicidad. Cuando el aluminio es tratado con el ataque químico P, la reacción resulta en la producción de varios óxidos de nitrógeno. Estos óxidos además de ser indeseables, son tóxicos y requieren ser eliminados de una manera especial. De acuerdo a sus investigaciones realizadas, Rogers [42] llegó a las siguientes conclusiones: el proceso con ataque químico P2, no degrada las propiedades de las aleaciones de aluminio más allá de niveles aceptables, por lo que se tiene como resultado una superficie receptiva a los adhesivos. Además de esto, los adhesivos se adhieren a las superficies tratadas con resistencias que igualan o inclusive son mejores que las que se producen con el ataque químico FPL. Rogers también afirmó que el proceso con ataque químico P2 no requiere de procedimientos de eliminación de desechos, como en el caso de las soluciones que contienen compuestos de cromo hexavalente. Quick [42] evaluó el efecto de la temperatura de curado y la presión sobre las propiedades de la unión adhesiva con

ataque químico P2, también informo que en el ataque químico baja la cantidad de cromato lo que definitivamente baja su toxicidad, debido a esto el ataque químico P2 puede considerarse como un buen ataque químico para aluminio.

2.5. MECÁNICA DE MATERIALES COMPUESTOS

2.5.1. Ley de Hooke generalizada

Las componentes de esfuerzos y deformaciones bajo unas condiciones elásticas lineales en las que el sólido tiene pequeñas deformaciones, se relacionan mediante la Ley de Hooke generalizada:

$$\sigma_i = C_{ij}\varepsilon_j \quad i, j = 1, \dots, 6 \quad (1)$$

Donde σ_i son las componentes de los esfuerzos como se muestran en las caras de un elemento cúbico paralelas a los ejes cartesianos, en la direcciones 1,2 y 3 en la Figura 1, C_{ij} es la matriz de rigidez y ε_j son los componentes de deformación.

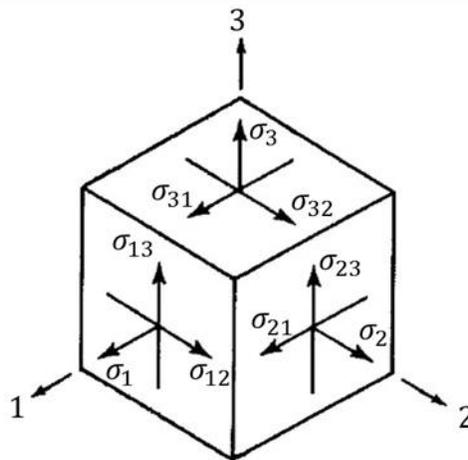


Figura 10. Esfuerzos sobre un elemento tridimensional.

La matriz de rigidez C_{ij} contiene 36 constantes en la ecuación 2:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \quad (2)$$

El número de constantes de rigidez puede reducirse introduciendo una condición de simetría, a pesar de que no tenga que ver con la simetría del material, esta condición es debida a la energía de deformación como una función de la densidad. Los esfuerzos pueden ser derivados introduciendo la ecuación (3) que representa a la energía de deformación W en función de la densidad:

$$\sigma_i = \frac{dW}{d\varepsilon_i} = C_{ij}\varepsilon_j \rightarrow dW = \sigma_i d\varepsilon_i \quad (3)$$

Debido a la relación esfuerzo-deformación, el trabajo incremental por unidad de volumen se convierte en:

$$dW = C_{ij}\varepsilon_j d\varepsilon_j \quad (4)$$

Si se integran todas las deformaciones, el trabajo por unidad de volumen es:

$$W = \frac{1}{2} C_{ij}\varepsilon_i\varepsilon_j \quad (5)$$

Sin embargo, la Ley de Hooke (ecuación 1) puede ser derivada a partir de la ecuación 5:

$$\frac{\partial W}{\partial \varepsilon_i} = C_{ij}\varepsilon_j \quad (6)$$

Por consiguiente, tomando la segunda derivada de W , tenemos que:

$$\frac{\partial^2 W}{\partial \varepsilon_i \partial \varepsilon_j} = C_{ij} \quad (7)$$

Si invertimos el orden la diferenciación, encontramos que:

$$\frac{\partial^2 W}{\partial \varepsilon_j \partial \varepsilon_i} = C_{ji} \quad (8)$$

Y debido a que el orden de las derivadas de W es indiferente, así se concluye que:

$$C_{ij} = C_{ji} \quad (9)$$

Debido a lo anterior, se demuestra también que la matriz de rigidez es simétrica. De manera similar, W se puede expresar en términos de complianza y esfuerzos, y derivando dos veces con respecto al esfuerzo, se puede demostrar que $S_{ij} = S_{ji}$. Por lo que la matriz de complianza también es simétrica. Como resultado de estas manipulaciones matemáticas, solo 21 de los 36 módulos elásticos anisotrópicos o de complianza son independientes. De acuerdo con el desarrollo anterior y si no se toma en consideración alguna simetría propia del material, la matriz de rigidez para un material elástico anisotrópico es de la forma:

$$C_{ij} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ & & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ & SIM & & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ & & & & C_{55} & C_{56} \\ & & & & & C_{66} \end{bmatrix} \quad (10)$$

Si el material tiene alguna forma de simetría, la matriz de rigidez puede tener más simplificaciones. Un material es denominado monoclinico si dicho material tiene las características de tener un plano de simetría, un caso así es cuando el plano de simetría es simétrico a través del espesor, por ejemplo para la Figura 10, el plano paralelo es el 1-2. Para este caso el comportamiento cortante del plano se desacopla por lo que el material solo tiene 13 constantes elásticas independientes.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & C_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{45} & C_{55} & 0 \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \quad (11)$$

Cuando existen tres planos de simetría mutuamente perpendiculares el material se denomina ortotrópico. Coincidiendo los planos de simetría con los planos del sistema de coordenadas de referencia, la relación deformación-tensión se reduce a:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \quad (12)$$

Por lo que en la matriz de rigidez solo hay nueve constantes independientes. En un material ortotrópico no existe interacción entre los esfuerzos normales σ_1 , σ_2 , σ_3 y las deformaciones por cortante ε_4 , ε_5 y ε_6 . De manera similar tampoco existen interacciones entre esfuerzos cortantes y deformaciones normales así como también no existen interacciones entre esfuerzos cortantes y deformaciones cortantes en planos diferentes.

Un caso particular de la ortotropía es en el que uno de los planos principales de simetría es considerado como isotrópico; este tipo de material es denominado transversalmente isótropo. Si por ejemplo, el plano 1-2 es el plano de isotropía, entonces los subíndices 1 y 2 de los coeficientes de rigidez se pueden intercambiar, por lo que se reduce a 5 el número de constantes independientes.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{11} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{13} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & (C_{11} - C_{12})/2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \quad (13)$$

Si hay un número infinito de planos de simetría en el material, entonces, las relaciones anteriores se simplifican a las relaciones que caracterizan a un material isotrópico, en donde solo existen dos constantes independientes en la matriz de rigidez:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{12} & C_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & (C_{11} - C_{12})/2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & (C_{11} - C_{12})/2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & (C_{11} - C_{12})/2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \quad (14)$$

Por lo que para materiales isotrópicos las características elásticas para la relación esfuerzo-deformación pueden ser definidas mediante 3 constantes, las cuales son el módulo de Young E , el módulo de corte G y el coeficiente o razón de Poisson ν ; de estas, sólo 2 son independientes. La relación entre estas constantes se satisface mediante la siguiente ecuación:

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (15)$$

En el caso de materiales ortotrópicos, son necesarias 9 constantes elásticas independientes para poder caracterizar dicho material. Estas son: $E_{11}, E_{22}, E_{33}, G_{12}, G_{13}, G_{23}, \nu_{12}, \nu_{13}$ y ν_{23} .

Las direcciones principales del material (dirección principal en la que se presenta un comportamiento ortótropo) a menudo no coinciden con las direcciones utilizadas para definir la geometría del material, o incluso pueden estar en sistemas de referencia diferentes. Dado que habitualmente los criterios de resistencia están referidos a los ejes principales del material y las cargas a los ejes geométricos, se necesita una relación entre los esfuerzos y deformaciones en las coordenadas principales del material (locales) y las coordenadas globales. Por lo que es necesario disponer de un método de transformación de las relaciones esfuerzo-deformación en ejes cualesquiera.

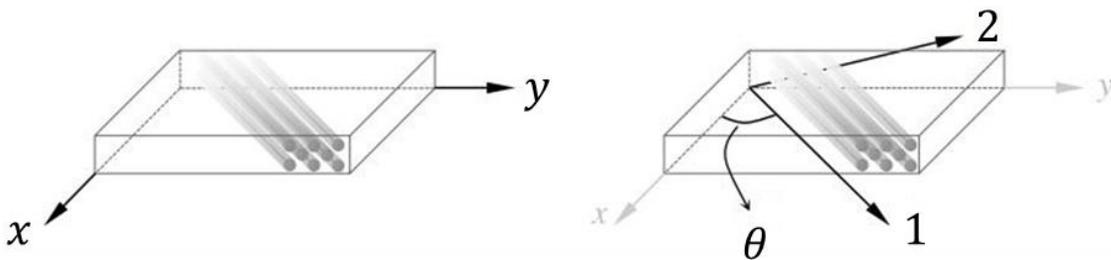


Figura 11. Sistema de coordenadas global (izquierda) y local (derecha).

Las relaciones deformación-esfuerzo para una lámina ortotrópica con un ángulo $\theta = 0^\circ$ se puede describir como:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [S] \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (16)$$

Donde:

$$\begin{aligned} S_{11} &= \frac{1}{E_{11}} \\ S_{12} = S_{21} &= -\frac{\nu_{12}}{E_{11}} \\ S_{22} &= \frac{1}{E_{22}} \\ S_{66} &= \frac{1}{G_{12}} \end{aligned} \quad (17)$$

[S] Representa la matriz de complianza en términos de las constantes elásticas. Invertiendo la ecuación 16, la relación esfuerzo-deformación puede ser escrita como:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = [Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (18)$$

Donde [Q] representa la matriz de rigidez para una lámina especialmente ortotrópica. Los elementos de la matriz [Q] en términos de las constantes elásticas son:

$$\begin{aligned} Q_{11} &= \frac{E_{11}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \\ Q_{12} = Q_{21} &= -\frac{\nu_{12}E_{22}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \\ Q_{22} &= \frac{E_{22}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \\ Q_{66} &= \frac{1}{G_{12}} \end{aligned} \quad (19)$$

Las propiedades elásticas de la lámina pueden también referenciarse en el sistema $x - y$ de coordenadas globales. A partir del sentido físico de las componentes de la

matriz de flexibilidad, la relación deformación-tensión para una lámina unidireccional referenciada en ejes globales puede reescribirse en términos de las constantes elásticas de la lámina no orientada; esto es para una lámina ortotrópica con un ángulo $\theta \neq 0^\circ$, la relación deformación-tensión puede ser expresada en notación matricial de la siguiente manera:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16} \\ \bar{S}_{21} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26} \\ \bar{S}_{16} & \bar{S}_{26} & \bar{S}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [\bar{S}] \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (20)$$

Donde $[\bar{S}]$ representa la matriz de complianza para la lámina:

$$\begin{aligned} \bar{S}_{11} &= S_{11} \cos^4 \theta + (2S_{12} + S_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + S_{22} \sin^4 \theta \\ \bar{S}_{12} &= S_{12}(\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) + (S_{11} + S_{22} - S_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta \\ \bar{S}_{22} &= S_{11} \sin^4 \theta + (2S_{12} + S_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + S_{22} \cos^4 \theta \\ \bar{S}_{16} &= (2S_{11} - 2S_{12} - S_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta - (2S_{22} - 2S_{12} - S_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta \\ \bar{S}_{26} &= (2S_{11} - 2S_{12} - S_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta - (2S_{22} - 2S_{12} - S_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta \\ \bar{S}_{66} &= 2(2S_{11} + 2S_{22} - 4S_{12} - S_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + S_{66}(\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \end{aligned} \quad (21)$$

Si se invierte la ecuación 20, la relación esfuerzo deformación para una lámina ortotrópica puede ser expresada como:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = [\bar{Q}] \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (22)$$

Donde $[\bar{Q}]$ representa la matriz de rigidez para la lámina. Los elementos en la matriz $[\bar{Q}]$ son expresados en términos de los elementos de la matriz $[Q]$ como:

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta$$

$$\begin{aligned}
\bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12}(\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \\
\bar{Q}_{22} &= Q_{11} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta \quad (23) \\
\bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta \\
\bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta \\
\bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66}(\sin^4 \theta + \cos^4 \theta)
\end{aligned}$$

Se puede observar que la matriz $[\bar{Q}]$ está llena con 9 componentes (debido a la simetría) de valores diferentes, pero estos valores se obtienen a partir de los 4 linealmente independientes que definen a la matriz $[Q]$.

Las constantes de ingeniería de la lámina no orientada pueden determinarse directamente a partir de las constantes elásticas de la lámina y el ángulo de orientación; esto quiere decir que las constantes de ingeniería pueden también transferirse de los ejes principales a los ejes rotados mediante las siguientes relaciones:

$$\begin{aligned}
\frac{1}{E_{xx}} &= \frac{1}{E_{11}} \cos^4 \theta + \frac{1}{E_{22}} \sin^4 \theta + \left[\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} \right] \sin^2 \theta \cos^2 \theta \\
\frac{1}{E_{yy}} &= \frac{1}{E_{11}} \sin^4 \theta + \frac{1}{E_{22}} \cos^4 \theta + \left[\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} \right] \sin^2 \theta \cos^2 \theta \quad (24) \\
\frac{1}{G_{xy}} &= 2 \left[\frac{2}{E_{11}} + \frac{2}{E_{22}} + \frac{4\nu_{12}}{E_{11}} - \frac{1}{G_{12}} \right] \sin^2 \theta \cos^2 \theta + \frac{1}{G_{12}} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \\
\nu_{xy} &= E_{xx} \left[\frac{\nu_{12}}{E_{11}} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) - \left[\frac{1}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}} \right] \sin^2 \theta \cos^2 \theta \right] \\
\nu_{yx} &= \frac{E_{yy}}{E_{xx}} \nu_{xy}
\end{aligned}$$

A pesar del número de constantes de ingeniería de la lámina no orientada, para definir el comportamiento elástico de la lámina (en un estado de tensión plana) siguen siendo necesarias 4 constantes elásticas, a lo que se añade el ángulo de orientación θ .

2.5.2. Teoría de laminados

La aplicabilidad estructural de una lámina de FRP, por si misma, es limitada. Por ello se recurre al proceso de laminación, que consiste en el apilamiento de sucesivas láminas con (aunque no necesariamente) diferentes orientaciones. Con este procedimiento se aumenta el espesor y por consiguiente la inercia de la sección, y permite minimizar el efecto inherente de la anisotropía en el plano, llegando a obtener –si se requiere– propiedades cuasi-isótropas, mejorando a la vez la rigidez transversal y el comportamiento a cizalladura. Con la laminación se pretende obtener, a partir de una combinación óptima de las diferentes láminas y orientaciones del material, un elemento estructural optimizado con unas características específicas que se ajusten a los requerimientos del diseño, pudiendo enfatizar o atenuar propiedades como la rigidez o la resistencia en unas direcciones determinadas.

La Teoría General de Laminados consiste en encontrar la relación entre esfuerzos y deformaciones usando las hipótesis generales de placas delgadas (hipótesis de Kirchhoff). Iniciando con la matriz de rigidez de cada lámina, el procedimiento a seguir en la teoría de laminación es el siguiente:

1. Realizar el cálculo de las matrices de rigidez para el laminado.
2. Cálculo de las deformaciones del plano medio y curvaturas para el laminado debido al conjunto de fuerzas y momentos aplicados.
3. Cálculo de las deformaciones en el plano $\varepsilon_{xx}, \varepsilon_{yy}$ y γ_{xy} en cada lámina.
4. Cálculo de los esfuerzos en el plano σ_{xx}, σ_{yy} y τ_{xy} para cada lámina.

Para realizar el análisis del comportamiento del laminado, se plantean varias suposiciones, que se basan en la teoría de placas laminadas; dichas suposiciones son las siguientes:

- El laminado es delgado y amplio, lo que significa que el ancho es mucho mayor que el espesor.
- Existe una unión perfecta interlaminar entre las láminas. Lo que significa que el laminado consiste en láminas perfectamente unidas.
- La distribución de deformaciones en la dirección del espesor es lineal.
- Los desplazamientos son continuos a través de límites de lámina de modo que ninguna lámina puede deslizarse con respecto a otra
- Todas las láminas son macroscópicamente homogéneas y se comportan de manera elástica lineal.

El plano medio geométrico del laminado contiene los ejes xy , el eje z define la dirección del espesor. El espesor total del laminado es h y los espesores de las láminas son representados por $z_0, z_1, z_2, \dots, z_N$. El número total de láminas es N como se muestra en la Figura 12.

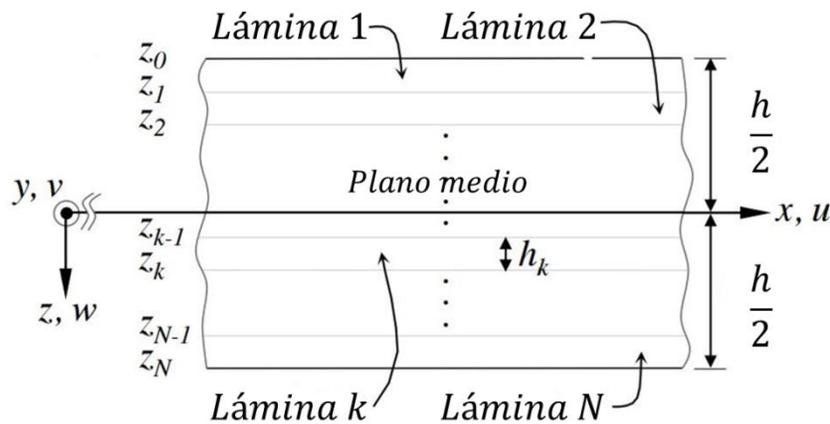


Figura 12. Geometría del laminado.

Hay que tener en cuenta que z_i es la distancia que está dirigida de acuerdo a la convención de que z es positivo hacia abajo. Lo que quiere decir que z_k es la

distancia dirigida a la parte inferior de la lámina de orden k , y z_{k-1} es la distancia que se dirige a la parte superior de la lámina de orden k . Además, $z_0 = -\frac{h}{2}$, $z_1 = -\frac{h}{2} + h_1$, etc., mientras que $z_N = +\frac{h}{2}$, $z_{N-1} = +\frac{h}{2} - h_N$, etc.

2.5.2.1. Deformaciones del laminado

De acuerdo a la suposición de que la distribución de deformaciones en la dirección del espesor es lineal, las deformaciones del laminado están relacionadas linealmente a la distancia del plano medio como:

$$\begin{aligned}\varepsilon_{xx} &= \varepsilon_{xx}^{\circ} + zk_{xx} \\ \varepsilon_{yy} &= \varepsilon_{yy}^{\circ} + zk_{yy} \\ \gamma_{xy} &= \gamma_{xy}^{\circ} + zk_{xy}\end{aligned}\tag{25}$$

Donde:

$\varepsilon_{xx}^{\circ}, \varepsilon_{yy}^{\circ}$ = Deformaciones normales del plano medio en el laminado.

γ_{xy}° = Deformaciones cortantes del plano medio en el laminado.

k_{xx}, k_{yy} = Curvaturas por flexión en el laminado-

k_{xy} = Curvaturas por torsión en el laminado.

z = Distancia del plano medio en la dirección del espesor.

Los valores $\varepsilon_{xx}^{\circ}, \varepsilon_{yy}^{\circ}, \gamma_{xy}^{\circ}, k_{xx}, k_{yy}, k_{xy}$ son independientes de z , pero son valores que están asociados al plano medio.

2.5.2.2. Fuerzas del laminado

Las fuerzas aplicadas en un laminado están relacionadas a las deformaciones del plano medio y curvaturas por las siguientes ecuaciones:

$$\begin{aligned}
 N_{xx} &= A_{11}\varepsilon_{xx}^{\circ} + A_{12}\varepsilon_{yy}^{\circ} + A_{16}\gamma_{xy}^{\circ} + B_{11}k_{xx}B_{12}k_{yy} + B_{16}k_{xy} \\
 N_{yy} &= A_{12}\varepsilon_{xx}^{\circ} + A_{22}\varepsilon_{yy}^{\circ} + A_{26}\gamma_{xy}^{\circ} + B_{12}k_{xx}B_{22}k_{yy} + B_{26}k_{xy} \\
 N_{xy} &= A_{16}\varepsilon_{xx}^{\circ} + A_{26}\varepsilon_{yy}^{\circ} + A_{66}\gamma_{xy}^{\circ} + B_{16}k_{xx}B_{26}k_{yy} + B_{66}k_{xy}
 \end{aligned} \tag{26}$$

En notación matricial

$$\begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} = [A] \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^{\circ} \\ \varepsilon_{yy}^{\circ} \\ \gamma_{xy}^{\circ} \end{bmatrix} + [B] \begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix} \tag{27}$$

Donde:

N_{xx} = Fuerza normal resultante en la dirección x (por unidad de ancho).

N_{yy} = Fuerza normal resultante en la dirección y (por unidad de ancho).

N_{xy} = Fuerza cortante resultante (por unidad de ancho).

$[A]$ = Matriz de rigidez extensional para el laminado (unidades: N/m o lb/pulg.).

$$[A] = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{66} \end{bmatrix} \tag{28}$$

$[B]$ = Matriz de rigidez de acoplamiento para el laminado (unidades: N o lb).

$$[B] = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ B_{21} & B_{22} & B_{66} \end{bmatrix} \tag{29}$$

Elementos de las matrices de rigidez:

Los elementos de las matrices $[A]$ y $[B]$ se determinan a partir de las siguientes ecuaciones:

$$A_{mn} = \sum_{j=1}^N (\bar{Q}_{mn})_k (h_k - h_{k-1}) \tag{30}$$

$$B_{mn} = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^N (\bar{Q}_{mn})_k (h_k^2 - h_{k-1}^2) \quad (31)$$

Donde:

N = Número total de láminas en el laminado.

$(\bar{Q}_{mn})_k$ = Elementos en la matriz $[\bar{Q}]$ de la j -ésima lámina.

h_{k-1} = Distancia del plano medio a la parte superior de la k -ésima lámina.

h_k = Distancia del plano medio a la parte inferior de la k -ésima lámina.

Para el sistema coordinado de la figura 13, z_k es positiva debajo del plano medio y negativa arriba del plano medio. Para un laminado simétrico, $[B] = 0$ por lo que no existe acoplamiento extensión-flexión.

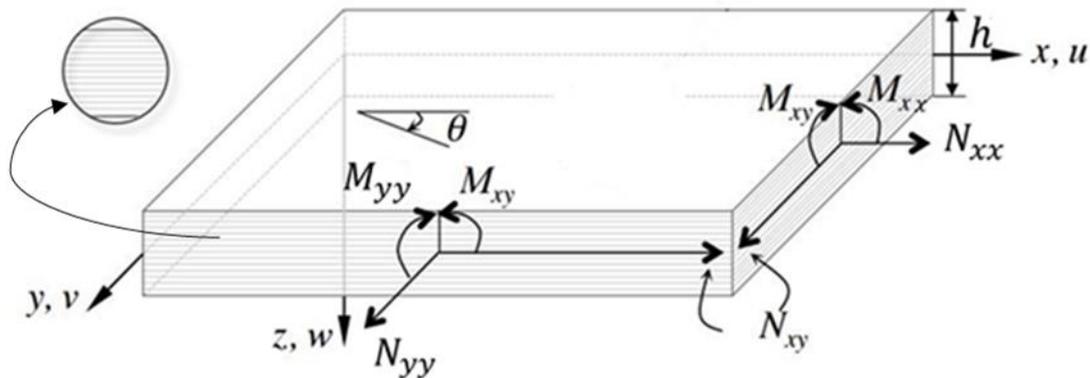


Figura 13. Esfuerzos y momentos resultantes actuando sobre un laminado.

2.5.2.3. Deformaciones del plano medio y curvaturas

Si la fuerza normal que actúa en un laminado simétrico ($[B] = 0$) se conoce, las deformaciones del plano medio pueden ser calculadas por:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = [A^{-1}] \begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} \quad (32)$$

Para un laminado simétrico, las fuerzas en el plano causan solo deformaciones en el plano y no curvaturas.

Las capas son simétricas tanto en geometría como en propiedades. De esto se deduce que los términos B_{ij} se anulan, lo que presenta varias ventajas. Desde un punto de vista de análisis, estos laminados son más sencillos dado que la ley de comportamiento tiene solo la mitad de términos. Además no presentan tendencia a alabearse debido a las contracciones que aparecen durante el proceso de curado.

Deformaciones y esfuerzos de lámina debido a cargas aplicadas

Conociendo las deformaciones del plano medio del laminado simétrico ($[B] = 0$), las deformaciones en el plano medio de cada lámina pueden calcularse usando la siguiente relación:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^\circ \\ \varepsilon_{yy}^\circ \\ \gamma_{xy}^\circ \end{bmatrix} \quad (33)$$

Los esfuerzos de la k -ésima lámina pueden calcularse usando la matriz de rigidez:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [\bar{Q}_{mn}]_k \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}_k = [\bar{Q}_{mn}]_k \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^\circ \\ \varepsilon_{yy}^\circ \\ \gamma_{xy}^\circ \end{bmatrix} \quad (34)$$

La Figura 14 muestra esquemáticamente la distribución de deformaciones y esfuerzos que se presentan en una lámina. Puede observarse que la distribución de deformaciones es continua y que además, varía linealmente con la distancia z del plano medio del laminado. La distribución de esfuerzos en cambio, no es continua a pesar de que varía linealmente a través del espesor de cada una de las láminas.

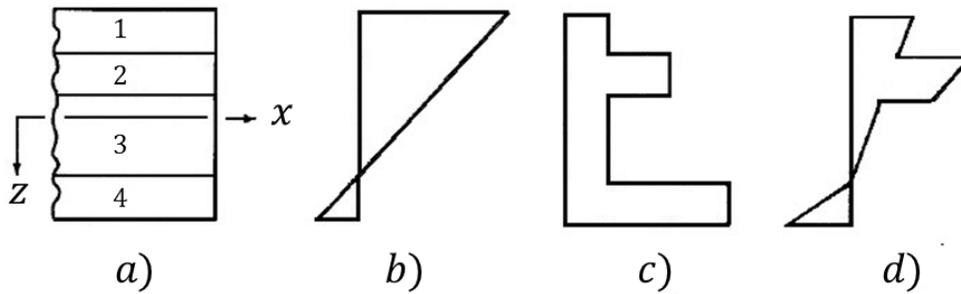


Figura 14. Distribución de esfuerzos y deformaciones en un laminado, a) laminado, b) distribución de deformaciones, c) variación del módulo E , d) distribución de esfuerzos.

2.5.2.4. Determinación de la distribución de esfuerzo de una lámina con orificio

La teoría de Lekhnitskii [7] se emplea para predecir el esfuerzo normal alrededor de un agujero presente en una placa ortotrópica sujeta a un esfuerzo de tensión. En la figura 6 se muestra un esquema de una placa ortotrópica infinita con un agujero circular de radio r en la que se aplica un esfuerzo remoto σ_y . La solución propuesta por Lekhnitskii para calcular la distribución del esfuerzo normal $\sigma_y(x, 0)$ a lo largo del eje x se puede expresar de la siguiente manera:

$$\sigma_y(x, 0) = \frac{\sigma}{2} \left\{ 2 + \left(\frac{r}{x}\right)^2 + 3 \left(\frac{r}{x}\right)^4 - (1 + n - 3) \left[5 \left(\frac{r}{x}\right)^6 - 7 \left(\frac{r}{x}\right)^8 \right] \right\} \quad (35)$$

Donde:

$$n = \sqrt{2 \left(\sqrt{\frac{E_{xx}}{E_{yy}} - \nu_{xy}} \right) + \frac{E_{xx}}{G_{xy}}} \quad (36)$$

Mediante la Teoría Clásica de Laminados, también es posible determinar el perfil de esfuerzo normal $\sigma_y(x, 0)$ a lo largo del eje x enfrente del agujero; para ello se hace la suposición de que no existen variaciones locales en las propiedades mecánicas del material compuesto de fibra de vidrio cuando está sujeto a cargas de tensión, por lo que el material se comporta de manera ortotrópica bajo condiciones de esfuerzo plano. El esfuerzo normal $\sigma_y(x, 0)$ alrededor del agujero se puede calcular

a partir del campo de deformaciones medido $(\varepsilon_{xx}, \varepsilon_{yy})$, usando la siguiente ecuación:

$$\sigma_y = \frac{E_{yy}\varepsilon_{yy}}{1-\nu_{xy}^2(E_{yy}/E_{xx})} + \frac{E_{yy}\varepsilon_{xx}\nu_{xy}}{1-\nu_{xy}^2(E_{yy}/E_{xx})} \quad (37)$$

Donde E_{yy} , E_{xx} y ν_{xy} son las propiedades elásticas del material en el sistema coordenado del espécimen.

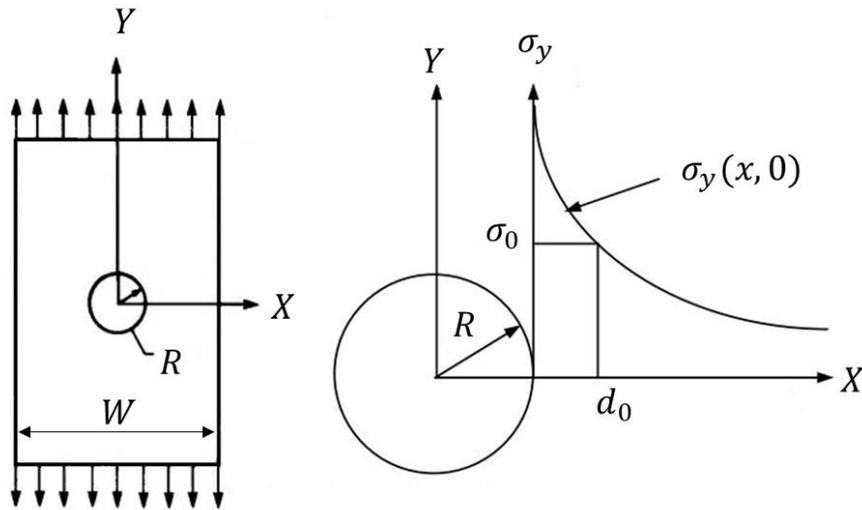


Figura 15. Distribución de esfuerzo $\sigma_y(x,0)$ alrededor de un agujero circular en una lámina de material compuesto.

2.5.2.5. Desarrollo del daño en materiales compuestos laminados sujetos a cargas de fatiga

Los materiales compuestos reforzados con fibras, al igual que todos los demás materiales como las aleaciones metálicas, sufren una degradación de sus propiedades mecánicas debido a la aplicación de cargas cíclica durante su vida operativa o también como consecuencia de su exposición a las condiciones ambientales. En un laminado o una lámina de material compuesto que es sometida a esfuerzos de fatiga se observan dos fenómenos desde el punto de vista estructural:

- La degradación de su rigidez a lo largo de los ciclos de carga.

- La rotura de la pieza al cabo de un número de ciclos de aplicación de la carga, incluso a niveles inferiores a los de la resistencia estáticas.

Este tipo de comportamiento es debido a la combinación de varios mecanismos de daño como puede apreciarse en la Figura 16 que van apareciendo en distintos puntos del material a lo largo de la aplicación de dichas cargas cíclicas. Estos mecanismos de daño son los mismos que se presentan cuando al material está sujeto a cargas de tensión cuasi-estática, pero el distinto ritmo de evolución así como la interacción entre mecanismos al aplicar cargas cíclicas conducen a modos de degradación y fractura distintos. La participación relativa de cada mecanismo de daño depende tanto de las propiedades de los materiales constituyentes así como de la configuración del laminado y del tipo de carga aplicada.



Figura 16. Tipos de daño en un laminado de material compuesto [43].

Un laminado es un material altamente heterogéneo que presenta una gran anisotropía. Estas dos propiedades influyen de manera decisiva en su comportamiento y también en cómo se presenta el mecanismo de degradación por fatiga. Este comportamiento se puede observar a dos escalas:

1. A nivel cuasi-macroscópico, en el que cada una de las láminas posee un comportamiento anisótropo y dependiente de la orientación y contenido del refuerzo.
2. A escala microestructural, la gran diferencia en las propiedades de matriz y refuerzo ocasiona que aparezcan tensiones y deformaciones adicionales a las producidas por las cargas externas.

Como se puede apreciar en la Figura 17, la aparición de pequeñas grietas en la matriz puede traducirse según las características del laminado, en una propagación de estas grietas (Figura 17 a y b) hasta producirse una rotura de fibras (Figura 17 c) en las zonas adyacentes y una delaminación local entre láminas. Así pues, el mecanismo que produce la fatiga no se asemeja a la nucleación y propagación de un solo defecto, como es el caso de los metales, si no que se origina por una distribución de defectos que van aumentando con el número de ciclos hasta que se produce la falla de todo el laminado.

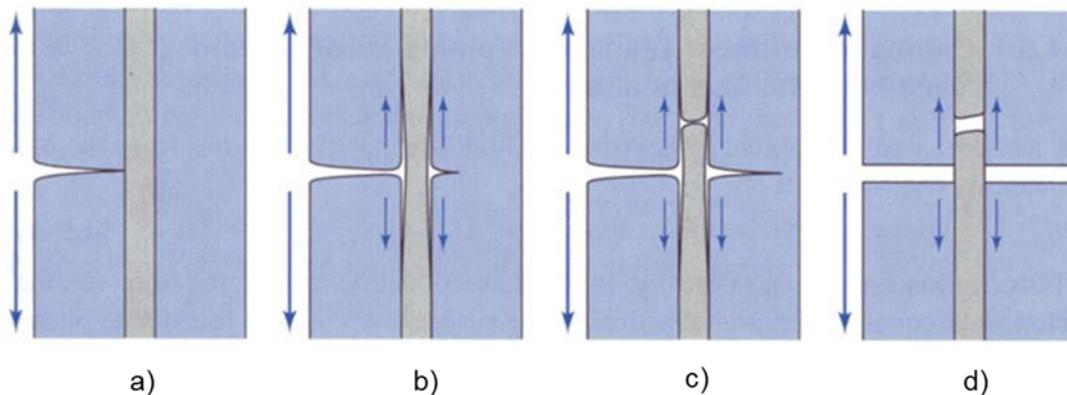


Figura 17. Ilustración esquemática de la propagación del daño en un laminado de material compuesto.

El daño microestructural del material compuesto puede obedecer a algunos de los siguientes fenómenos activos dentro de una lámina: rotura de fibras, formación de grietas en la matriz, rotura de la interface entre la matriz y la fibra, delaminación (Figura 18) y el pandeo de la fibra bajo esfuerzos de compresión.



Figura 18. Falla de espécimen de pruebas provocada por la delaminación entre capas.

Aunque es necesario distinguir claramente el estudio del comportamiento de los compuestos cuando están sometidos a cargas estáticas de cuando lo están a cargas cíclicas, en los dos casos se observan los mismos mecanismos de daño que conducen a la degradación del material. Se observa que el estado de deterioro microestructural en el momento de la falla puede ser muy similar, ya sea como resultado de la aplicación a un elemento estructural de una carga estática, o ya sea como desarrollo progresivo al someter el material a esfuerzos cíclicos.

Los mecanismos de daño en los materiales compuestos son relativamente abundantes y su interacción es compleja. A un laminado sometido a fatiga, instantes antes de su rotura se le puede imaginar como un material que contiene una fracción considerable de fibras rotas, gran cantidad de grietas en la matriz y delaminaciones entre sus distintas láminas.

La importancia relativa de cada uno de estos mecanismos dependerá tanto de la geometría de la pieza, como del laminado en particular, como del tipo de cargas que son aplicadas. No suele existir un punto dañado en el compuesto a partir del cual este progresa, sino que se va acumulando de manera distribuida en todo el material. En consecuencia de esta acumulación del daño, también se observa una degradación de las componentes elásticas del material, es decir, existe una pérdida o caída de la rigidez. En paralelo a los mecanismos descritos, la degradación del material también puede estar afectada por otros sucesos como los aspectos ambientales (humedad, temperatura, etc.)

3. MANUFACTURA DE LAMINADOS

3.1. MATERIALES CONSTITUYENTES

La manufactura de los compuestos es un proceso minucioso, tardado y costoso. Los materiales constituyentes deben ser de buena calidad para que los resultados sean confiables. Todos los procesos que involucran la preparación de los laminados se realizaron en las instalaciones y con equipo del Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial.

3.1.1. Material compuesto preimpregnado

Para la fabricación de los laminados se utilizó el material unidireccional preimpregnado en resina epóxica (en inglés *Prepeg*) a base de fibra de vidrio DA409U/S-2 con un espesor de 0.22 mm, contiene 38 % de resina y un peso aproximado de 260 g/m², mientras que para el material tejido preimpregnado se utilizó la fibra de vidrio DA4090 con una configuración de tejido 7781 con espesor aproximado de 0.22 mm, el cual contiene 50 % de resina.

Las ventajas de este tipo de material son varias. Ya que el control sobre el porcentaje fibra/resina está muy determinado, y además es muy alto, lo que hace que sea ampliamente utilizado para la fabricación de piezas estructurales en la industria aeronáutica, energía eólica, etc. Además de que se reducen en gran manera los posibles defectos de fabricación; por lo que se tiene un buen desempeño mecánico.

3.1.2. Aleación de aluminio 2024-T3

La aleación de aluminio utilizada para la fabricación de los laminados fibra-metal fue la 2024-T3 (lámina sin recubrimiento de aluminio puro como protección a la corrosión), la lámina de esta aleación tuvo un espesor final de 0.3 mm. El grado de temple T3 significa tratamiento por solución, trabajado en frío y envejecido natural.

Esta aleación fue introducida por ALCOA en 1931 como una lámina *alclad* en el temple T3. Fue la primera aleación Al-Cu-Mg en tener una resistencia de fluencia próxima a 344 MPa (50 000 psi) y generalmente reemplazó a la aleación 2017-T4 (*Duralumin*) como la aleación aeronáutica predominante de la serie 2XXX. Con su buena resistencia a la fatiga, especialmente en la forma de placas gruesas, la aleación 2024 continua siendo empleada para muchas aplicaciones estructurales aeroespaciales. La aleación 2024 está disponible en láminas *bare*, *alclad* y en formas de placa en estado recocido a en varios tipos de templado T3, T4 y T8.

Debido a su elevada rigidez y su resistencia a la fatiga, la aleación 2024 es usada comúnmente en aeronáutica, especialmente en la estructura y pieles de las alas, fuselaje y áreas de motores donde se tienen temperaturas de elevadas de hasta 121 °C (250°F).

3.2. PREPARACIÓN DE LÁMINAS DE ALUMINIO

Las propiedades mecánicas de los materiales compuestos están gobernadas por la adhesión entre la fibra y la matriz, de manera similar, las propiedades de los LFM son gobernadas por la interface de unión entre la capa de material compuesto y la lámina metálica. Es por eso que las láminas de aluminio se deben someter a un tratamiento químico que modifique la superficie de cada una de estas para obtener mejores propiedades mecánicas pero sin llegar a dañar o degradar de manera significativa las láminas metálicas. Este tipo de procedimientos implica la inmersión de las piezas en una solución química (ácida) durante un determinado intervalo de manera que el porcentaje de concentración y tiempo de inmersión no afecten de manera considerable las propiedades mecánicas de las láminas de aluminio.

3.2.1. Tratamiento superficial a láminas de aluminio

Antes de realizar el tratamiento o el ataque químico a las láminas, es importante en primer lugar realizar una limpieza o desengrasado con un solvente como la acetona

de grado reactivo, ya que de esta manera se remueven materiales contaminantes como marcas de pintura, grasa o suciedad en general, que impiden la formación de los enlaces químicos. Debido a que la limpieza con solventes no es suficiente para proporcionar una superficie con las condiciones necesarias para una unión adhesiva de larga duración, las láminas de aluminio fueron sometidas a una abrasión manual con papel de lija de tamaño de grano #400 (Figura 19). Este proceso de abrasión nos da como resultado una superficie macro-rugosa, con diferentes niveles de rugosidad ya que se crean picos y valles que aumentan la área de contacto entre el adhesivo y el adherente. El proceso de abrasión manual también remueve capas de óxido que son indeseables para un buen enclavamiento mecánico.



Figura 19. Abrasión manual a lámina de aluminio.

3.2.2. Ataque químico P2 a láminas de aluminio

Antes de realizar el procedimiento para preparar la solución P2 se tomaron en cuenta algunas consideraciones que se describen a continuación:

- Todos los materiales que fueron utilizados para la preparación de la solución P2 son de grado reactivo. Incluso el agua que se utilizó tanto para enjuague como para el procesamiento de la solución fue desionizada, es decir, se utilizó agua destilada con un pH neutro para evitar contaminaciones de la solución y de las láminas.

- Durante la manipulación de las láminas de aluminio, se debe evitar lo menos posible el contacto entre la superficie de las láminas y cualquier otro objeto, ya que éstas se pueden contaminar con grasa, polvo o ácidos de la piel. Por ello es estrictamente necesario usar guantes limpios de nylon o algodón y manipular las láminas sujetándolos solo por los bordes.
- Las condiciones ambientales bajo las cuales debe estar el cuarto limpio donde se preparan las superficies de aluminio deben estar controladas; la temperatura del cuarto tiene que estar en un rango de entre 18 y 24°C, la humedad relativa de 40 a 65%, la presión tiene que ser ligeramente mayor que la presión del ambiente y por último el aire tiene que en constante filtración para remover partículas de polvo.
- Los contenedores en los cuales se llevará a cabo la inmersión de las láminas deben estar hechos de materiales que no tengan efectos adversos en la solución utilizada o en las partes tratadas. Por ello se utilizó un recipiente de vidrio refractario que tenía las dimensiones necesarias para sumergir por completo las láminas.

Preparación de la solución P2

La solución para el ataque químico P2 contiene:

| | |
|-----------------|-------------------|
| Ácido sulfúrico | 32% en peso/litro |
| Sulfato Férrico | 150 grs/litro |



Figura 20. Reactivos a) Ácido sulfúrico, b) Sulfato férrico

El procedimiento utilizado para preparar la solución se describe a continuación:
En un matraz aforado se agregan 500 ml de agua destilada (Figura 21 a); utilizando una pipeta graduada se agregan de manera paulatina los 235 ml de H_2SO_4 (Ácido sulfúrico) (Figura 21b) de tal manera que el ácido sulfúrico se deposite en pequeñas cantidades en el matraz, esto se hace para evitar que cuando entren en contacto el ácido y el agua destilada reaccionen bruscamente. Durante este proceso, la solución se produce una reacción exotérmica, por lo cual se eleva la temperatura de la solución, a pesar de esto se debe mantener esta temperatura elevada y se procede a agregar en pequeñas cantidades los 150 gramos de sulfato férrico $\text{Fe}_2(\text{SO}_4)_3$ (Figura 21c), la solución debe agitarse en el matraz para asegurar que el sulfato férrico se disuelva completamente (Figura 21d). Durante todo el proceso se debe mantener la temperatura elevada (Figura 21e) así como se debe realizar de manera rápida pero con mucha precaución para evitar que la reacción se precipite. La solución pasará de tener un color amarillo (Figura 21e) a un color café transparente, lo cual nos indica que la solución ha reaccionado con éxito (Figura 21f). De lo contrario, la solución se habrá precipitado. Una vez que la solución ha reaccionado con éxito, se afora con agua destilada hasta 1000 ml; se debe

mantener a una temperatura uniforme entre 60 y 65 °C la cual será monitoreada mediante un termómetro.

Inmediatamente después, se procede a sumergir las placas de aluminio que previamente fueron sometidas al proceso de abrasión manual y limpieza. Las placas de aluminio deben sumergirse totalmente en la solución y permanecer entre 11-12 minutos a una temperatura uniforme entre 60-65 °C. Cuando el tiempo de sumersión haya terminado se procede a enjuagar las capas de aluminio utilizando agua destilada aplicada con un atomizador, si se presentan manchas por enjuague o ataque químico, las láminas no podrán ser utilizadas para el proceso de apilado. Las que no presenten discontinuidades en su superficie deberán ser apiladas con el material compuesto dentro de las primeras 8 horas posterior al ataque químico, así como deberán ser manejadas cuidadosamente utilizando guantes limpios para evitar su contaminación.

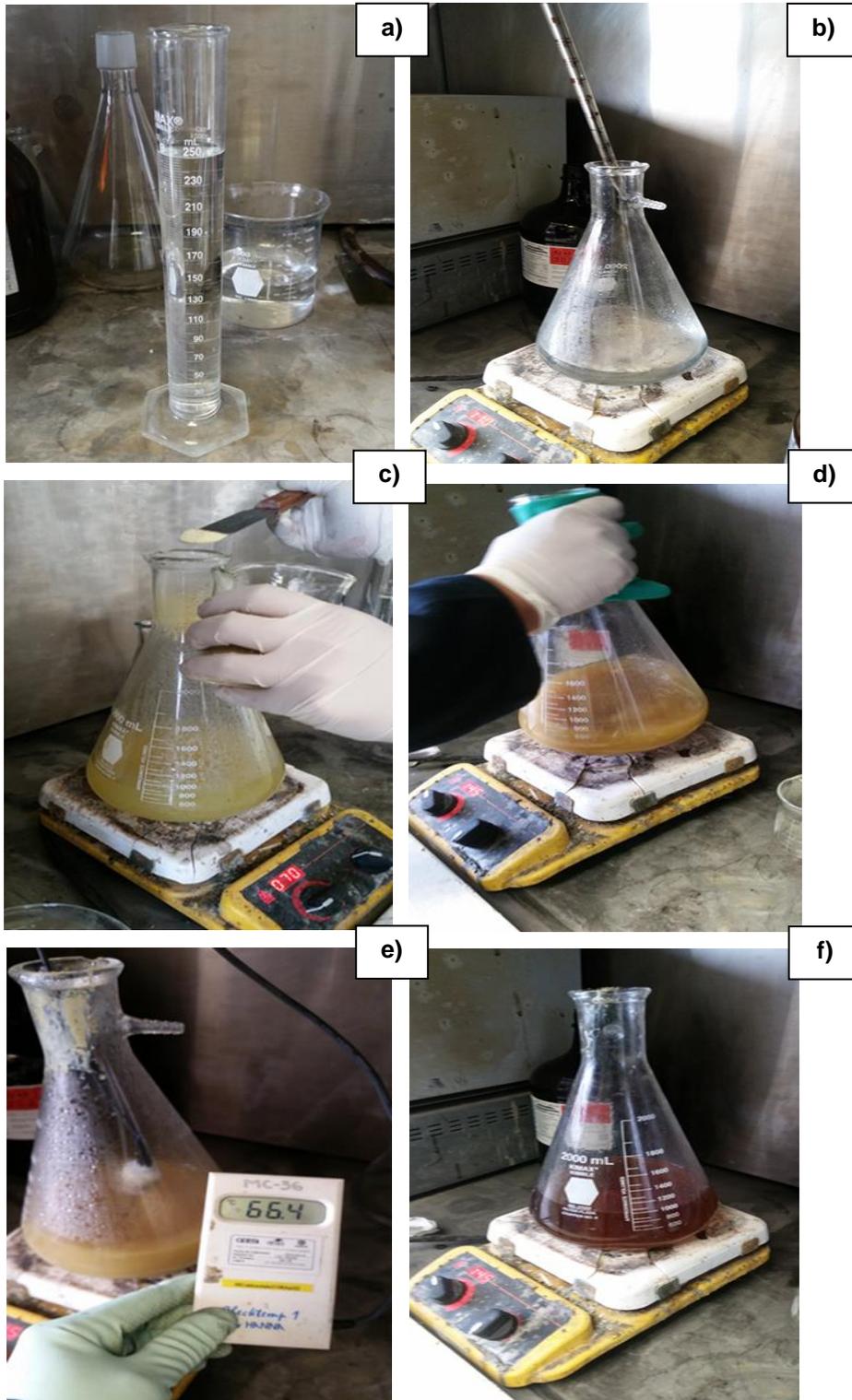


Figura 21. Proceso Químico P2

3.2.3. Prueba de película de agua libre de discontinuidades (water-break test)

Este método se utiliza para analizar la limpieza superficial (comprobar que la superficie es químicamente activa o polar). Para realizar la prueba, se coloca la superficie de la lámina en posición vertical y a continuación se rocía con una fina neblina de agua destilada para no contaminar la lámina, durante un periodo de 10 segundos. Una discontinuidad en la película de agua indica un área contaminada o sucia. La placa pasara la prueba siempre y cuando una delgada película de agua se mantenga sobre la superficie (secado uniforme) (Figura 22c), una discontinuidad de agua indica un área contaminada o sucia (Figura 22a y 22b), en este caso no deberán ser utilizadas en el proceso de apilado.

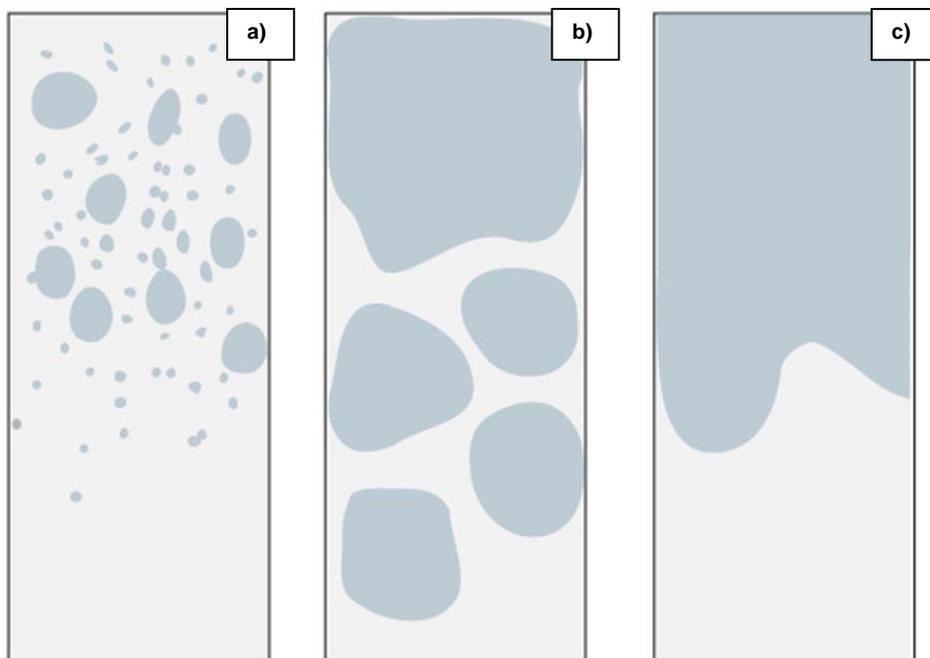


Figura 22. Prueba de película de agua (secado).

Las placas que requieran ser procesadas nuevamente debido a que no pasaron la prueba de la película de agua, manchas, contaminación o que han superado el tiempo de almacenamiento permitido, podrán ser procesadas nuevamente sin exceder un tiempo total de 34 minutos de inmersión en la solución.

3.3. ELABORACIÓN DE BOLSA DE VACÍO Y APILADO DE MATERIAL

El método de bolsa de vacío se basa en la aplicación de una presión en el laminado antes de su curado para consolidar las fibras y eliminar el exceso de resina, aire y volátiles de la matriz.

Las técnicas de bolsa de vacío han sido desarrolladas para fabricar una gran variedad de componentes, pero principalmente para la fabricación de formas complejas. Este método requiere de equipamiento y herramientas de bajo coste y es capaz de producir materiales compuestos avanzados con una gran calidad.

El proceso de la construcción inicia con el corte de los materiales necesarios, tales como: teflón no perforado, teflón perforado, *bleeder*, *breather* y bolsa (Figura 23). El manejo de las telas fue realizado con guantes de látex para evitar su contaminación. Las dimensiones de las telas no deben sobrepasar las dimensiones de la placa base a excepción de la bolsa y deben ser lo suficiente grandes para que el laminado pueda caber sobre ellas.



Figura 23. Corte de materiales para fabricación de bolsa de vacío

A continuación se describen brevemente cada uno de los elementos que integran la bolsa de vacío.

Tabla 3. Elementos de la bolsa de vacío.

| | |
|---|---|
| Placa base | Es una placa plana, por lo general de acero o aluminio con un mínimo espesor de 6 mm, la placa proporciona el acabado superficial al laminado, por lo que es importante que la superficie esté libre de imperfecciones. |
| TFE sólido o <i>TEFLON</i> ® no perforado | Se utiliza como desmoldante o como separación de la placa base y el laminado. Así como también protege la superficie y proporciona una superficie disponible para una segunda unión. |
| TFE poroso o <i>TEFLON</i> ® perforado | Material de tetrafluoroetileno poroso, permite el paso de gases o excesos de matriz durante la consolidación, además de dar un acabado superficial al laminado. |
| <i>Breather</i> (Respirador) | Permite el flujo de aire a través de la bolsa del laminado, incluso bajo vacío o presión de autoclave. Esto asegura que el nivel de vacío sea homogéneo en toda la superficie. |
| <i>Bleeder</i> | Tela generalmente de fibra de vidrio resistente al calor, se encarga de absorber el exceso de resina. |
| <i>Sealant tape</i> (Cinta de sellado) | Crea un sello entre la placa base y la bolsa para garantizar la extracción de aire de los laminados. |
| <i>Bagging film</i> (Bolsa) | Proporciona una bolsa sellada que permite la eliminación de aire para formar la bolsa de vacío. Las bolsas de vacío deben estar herméticamente cerradas para asegurar la ausencia de fugas durante el proceso de curado final |
| Válvulas | Acoplamientos que permiten la extracción del aire dentro de la bolsa de vacío. |

En la Figura 24 se presenta un esquema de una bolsa de vacío en la que se aprecian cada uno de los componentes necesarios.

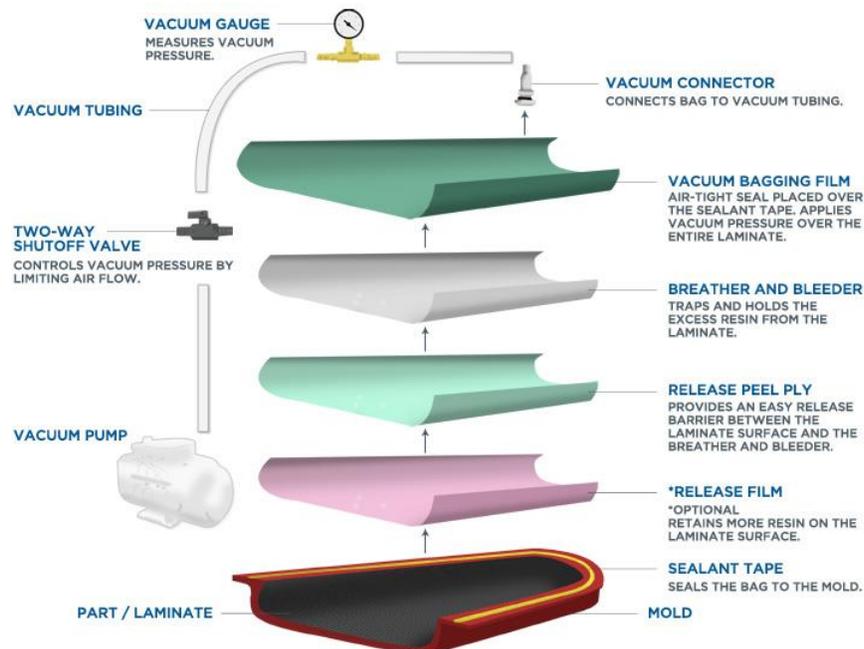


Figura 24. Secuencia de la bolsa de vacío.

A continuación se describe una relación de los pasos que se han seguido para el corte y compactación de los laminados:

1. En primer lugar se saca el rollo de material de la nevera donde se conserva a una temperatura aproximada de -18°C para que alcance la temperatura ambiente con el fin de facilitar su manipulación.
2. En seguida se procede a cortar las láminas del material compuesto pre impregnado, tanto unidireccionales como tejidas, con unas dimensiones de 30×30 cm, esto para obtener el mayor número de especímenes posibles para ensayar de cada laminado. Debido a que solo se fabricaran especímenes unidireccionales y $0/90$, no hay que tener cuenta ningún otro factor cuando se realiza el corte de las láminas.



Figura 25. Corte de láminas de material de material pre-impregnado de fibra de vidrio.

3. Se prepara el material para realizar el laminado. Se limpia la placa base con acetona con el fin de no dejar ningún resto de anteriores procesos. Se coloca el Teflón no perforado y se fija con cinta adhesiva, se coloca la guía metálica y los laminados que fueron previamente apilados.
4. Posteriormente se coloca la cinta de sellado por todo el borde de la placa, tomando en cuenta que el teflón no perforado esté dentro los bordes la cinta. Se debe asegurar que la cinta se encuentre perfectamente pegada a la placa para evitar que existan fugas de aire ya que es muy importante mantener el vacío dentro de la bolsa.



Figura 26. Sellado de la bolsa de vacío con *Sealant tape*.

5. Por último se colocan por encima del laminado de tal manera que quede completamente cubierto, el teflón perforado, *bleeder*, *breather* y la bolsa. Antes de sellar la bolsa, se colocan los accesorios para el proceso de vacío

y curado; termopares, válvula para extraer aire y válvula para monitoreo de vacío (manómetro). La construcción de la bolsa de vacío se muestra en la Figura 27.



Figura 27. Configuración final de la bolsa de vacío.

3.3.1. Apilado del material

El apilado de los laminados se comenzó separando la capa protectora (*release*) que tiene cada lámina de material pre-impregnado. Para los especímenes de fibra de vidrio unidireccional pre-impregnada se realizaron 2 configuraciones de apilado, un apilado unidireccional de 8 capas $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]_s$ (Figura 28a), y un apilado multidireccional de 8 capas en configuración $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]_s$ (Figura 28 b). También se realizó un laminado con fibra de vidrio tejida de 8 capas donde se utilizó una configuración $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]_s$ (Figura 28c), donde 0° corresponde a la *dirección "warp"* del tejido.

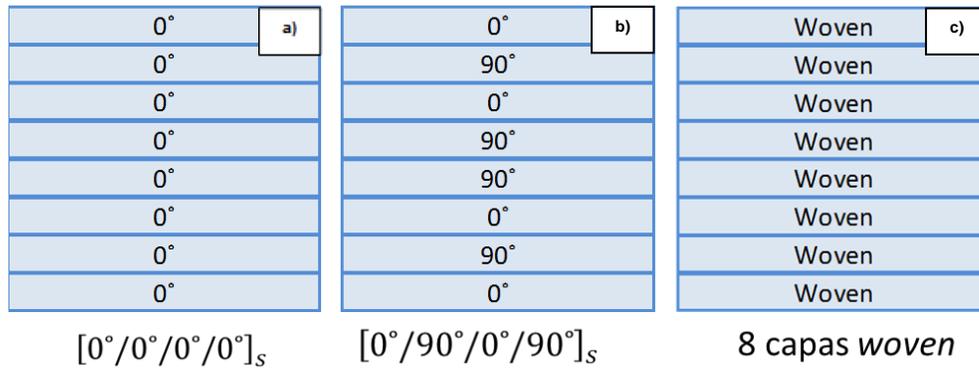


Figura 28. Apilado del material compuesto pre-impregnado.

Los laminados Fibra-Metal consistieron en intercalar capas de material compuesto pre-impregnado de fibra de vidrio unidireccional y láminas de la aleación de aluminio 2024-T3 *bare* sin añadir ninguna película adhesiva. La configuración de apilado fue para el LFM unidireccional $[0^\circ/Al/0^\circ/0^\circ]_s$ (Figura 29a), y $[0^\circ/Al/0^\circ/90^\circ]_s$ (Figura 29b) para el LFM multidireccional. La dirección del rolado de la lámina de aluminio coincide con la dirección 0° de material pre-impregnado. Durante el proceso de apilado de todos los laminados se utilizaron guantes de látex para evitar su contaminación, así como las láminas de aluminio fueron apiladas inmediatamente después de que se realizó el tratamiento superficial con el ataque químico P2.

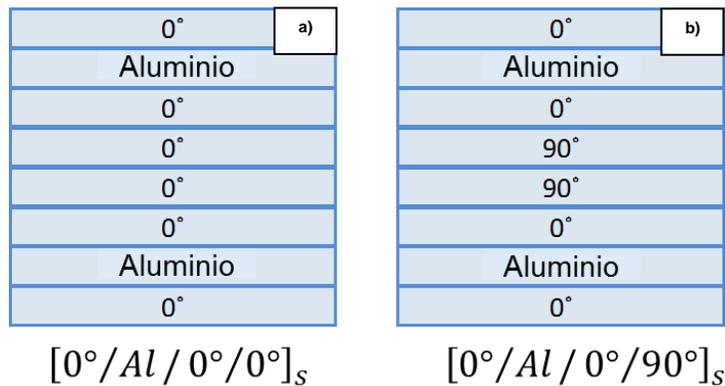


Figura 29. Apilado de laminados fibra-metal.

3.4. CURADO EN AUTOCLAVE

3.4.1. Precompresión (*Debulking*)

Consiste en la aplicación de una presión de vacío de forma periódica durante la secuencia de apilado del material pre-impregnado para asegurar la consolidación de las láminas entre ellas, eliminando las burbujas de aire que están encapsuladas entre las láminas. Si no se eliminan dichas burbujas pueden llegar a provocar delaminaciones y con ello el fallo prematuro del laminado.

Para asegurar que todas las láminas queden perfectamente unidas, se debe aplicar una presión de vacío de 20 pulg. de Hg durante 15-20 minutos después de haber apilado 2 o hasta 4 capas dependiendo del número y espesor de ellas. El proceso de compactación se debe realizar justo antes del curado o inclusive se puede realizar durante la noche previa al curado; una vez que se tiene el total de las láminas apiladas se deben someter a un vacío de 4 horas. Con este proceso también se podrá conocer el espesor aproximado que tendrá la placa curada. Terminado este proceso, se realiza la fabricación de la bolsa de vacío para el curado final.

3.4.2. Curado

El proceso de moldeo y curado en autoclave produce laminados de elevada calidad con un mínimo contenido de volátiles. El control del espesor del laminado es mucho mejor que el que se consigue con otros métodos de moldeo como el de infusión. El método de curado en autoclave consiste en la generación de presión mediante la compresión de un gas; se controla la aplicación de vacío, presión velocidad de calentamiento y temperatura de curado. Proporciona piezas de gran calidad y formas complejas.

Todos los laminados fabricados fueron curados en el autoclave ASC Econoclave 2x4 ft que se muestra en la Figura 30. El ciclo de curado es establecido de acuerdo a las especificaciones del fabricante del material pre-impregnado, el diagrama del ciclo de curado se muestra en la Figura 31.



Figura 30. Autoclave ASC Econoclave 2x4 ft.

El ciclo de curado inicia con una rampa de calentamiento de $2.7\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ mientras se aplica una presión de vacío de 20 pulg. de Hg en el interior de la bolsa y una presión positiva de 0.2786 MPa en el exterior. La rampa de calentamiento se mantiene hasta que se alcanza una temperatura de $121\text{ }^{\circ}\text{C}$, esta temperatura se mantiene constante durante una hora. Una vez que se cumple ese lapso de tiempo, se inicia una segunda rampa de calentamiento de $2.7\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ hasta que se alcanza una temperatura de $177\text{ }^{\circ}\text{C}$ y en la cual se mantiene a esta temperatura durante una hora. La última parte del ciclo inicia con una etapa de enfriamiento que transcurre a una velocidad de $2.7\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ hasta que se llega a una temperatura aproximada de $38\text{ }^{\circ}\text{C}$. El ciclo de curado completo tiene una duración en promedio de 5 horas.

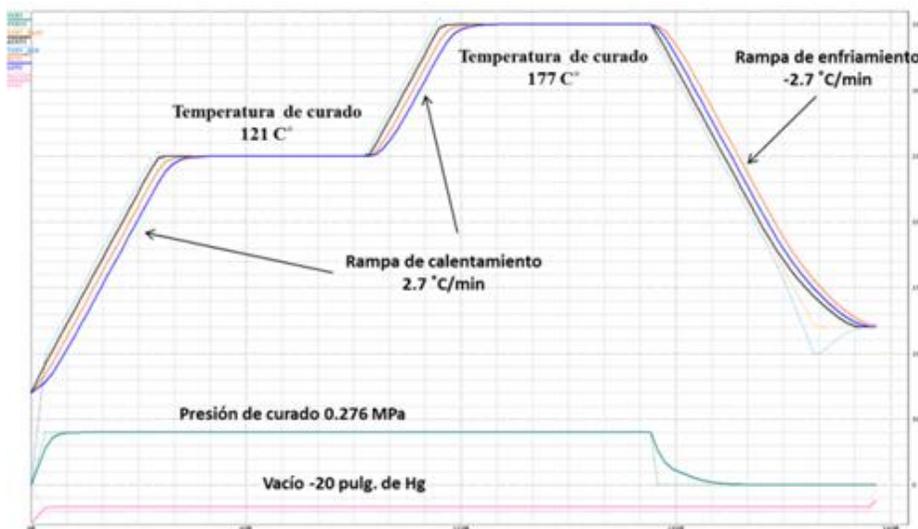


Figura 31. Diagrama del ciclo de curado en autoclave.

3.5. CORTE Y TALADRADO DE ESPECÍMENES

3.5.1. Corte

Para la obtención de los especímenes es necesario utilizar una máquina de corte con la cual cuenta el laboratorio de materiales compuestos. Antes de realizar el corte, se eliminan los bordes que tienen un contorno irregular o con demasiada resina. Los laminados fueron cortados utilizando una rectificadora horizontal como la que se muestra en la Figura 32.

Las dimensiones de los especímenes se muestran en la Figura 33, estas dimensiones están bosquejadas con base en la norma ASTM D5766/D5766M, para especímenes sujetos a tensión con concentrador de esfuerzos tipo orificio circular (*OHT Open Hole Tension*, por sus siglas en inglés) [43].



Figura 32. Corte de los especímenes.

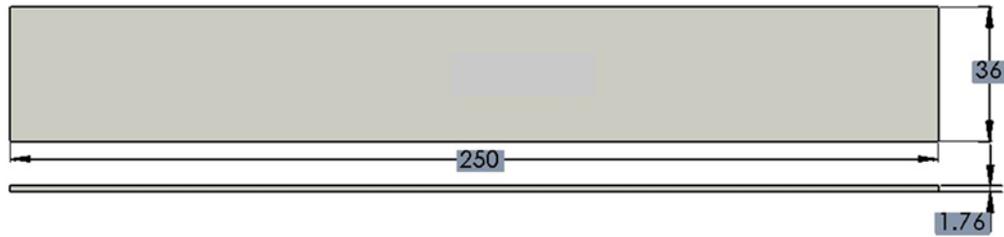


Figura 33. Configuración geométrica de los especímenes (mm).

Después de que todos los especímenes fueron cortados, se realizó un rectificado para que todos los especímenes contasen con las dimensiones exactas establecidas por la norma, así como también para que todos especímenes cuenten con superficies de alta calidad. Se realizaron inspecciones visuales periódicamente para verificar la ausencia de defectos debidos al proceso de corte tales como delaminaciones, cortes con irregularidades, etc.

3.5.2. Barrenado de especímenes

Debido a que uno de los objetivos de esta investigación es evaluar el desempeño a la fatiga de laminados de material compuesto y LFM con concentradores de esfuerzo, se realizaron orificios en todos los especímenes que fueron fabricados. Para crear el orificio, los laminados de material compuesto y los LFM fueron barrenados empleando un cortador vertical de 6 mm de diámetro con recubrimiento de carburo sólido, se utilizó una placa de material compuesto como respaldo en la parte inferior del espécimen para evitar delaminaciones cuando el cortador sale por la última capa del laminado Figura 34.



Figura 34. Barrenado de especímenes.

Después de realizar el barrenado, se pulió la superficie del orificio con papel de lija tamaño del grano #600. Al final se verificó que el proceso de barrenado no creó defectos significativos alrededor del orificio.

4. PROCEDIMIENTOS EXPERIMENTALES

Esta tesis de maestría forma parte de un proyecto de investigación de ciencia básica, del cual se han derivado otras tesis [46, 47]; en las cuales se estudiaron las propiedades de resistencia al impacto de laminados de material compuesto y LFM, en las cuales se trabajó con el mismo tipo de material pre impregnado de fibra de vidrio para la manufactura de los laminados de material compuesto así como también el aluminio utilizado para la manufactura de los LFM. Es por eso que estos materiales ya fueron caracterizados previamente y por lo tanto ya se cuenta con las características mecánicas de estos materiales tales como la rigidez, la resistencia y la calidad de dichos materiales. Es importante contar con los valores de las constantes elásticas ya que serán útiles tanto para determinar la redistribución de esfuerzos en el material así como para ser utilizadas en la simulación con el método de elemento finito y así poder compararlas con los resultados experimentales.

A continuación se presentan los valores de las propiedades mecánicas tanto de la fibra de vidrio unidireccional así como del aluminio que fueron caracterizados con anterioridad en las investigaciones antes mencionadas [46, 47]:

Tabla 4. Propiedades elásticas y resistencias del material compuesto de fibra de vidrio unidireccional.

| | | | | |
|---------------|---------------|---------------|------------|----------|
| $E_{11}(GPa)$ | $E_{22}(GPa)$ | $G_{12}(GPa)$ | ν_{12} | |
| 41.392 | 11.017 | 3.379 | 0.27 | |
| $X_t(MPa)$ | $X_c(MPa)$ | $Y_t(MPa)$ | $Y_c(MPa)$ | $S(MPa)$ |
| 1073.01 | 418.6 | 54.06 | 90.7 | 46.58 |

Tabla 5. Propiedades elásticas y resistencias del material compuesto de fibra de vidrio tejida.

| | | | |
|---------------|---------------|---------------|------------|
| $E_{11}(GPa)$ | $E_{22}(GPa)$ | $G_{12}(GPa)$ | ν_{12} |
| 22.95 | 23.41 | 3.461 | 0.29 |
| $X_t(MPa)$ | $Y_t(MPa)$ | $S(MPa)$ | |
| 215.08 | 209.8 | 70.53 | |

Tabla 6. Propiedades mecánicas de la lámina de aleación de aluminio 2024-T3 bare.

| | | | | |
|----------|-------|----------|---------------------------|-----------------|
| $E(GPa)$ | ν | $G(GPa)$ | $\sigma_{YP\ 0.2\%}(MPa)$ | $\sigma_T(MPa)$ |
| 66.902 | 0.300 | 25.731 | 290.248 | 430.158 |

En base a lo anterior se tomó la decisión no realizar otra caracterización de los materiales, por lo que se realizaron pruebas para determinar las propiedades a la tensión con concentradores de esfuerzos en los diferentes laminados que fueron fabricados para complementar la información antes mencionada. A continuación se describen los procedimientos que fueron necesarios para llevar a cabo estas pruebas.

4.1. PRUEBAS A ESPECÍMENES CON EL CONCENTRADOR DE ESFUERZOS

4.1.1. Pruebas para determinar las propiedades a la tensión en laminados de fibra de vidrio

Todas las pruebas de tensión se realizaron utilizando una máquina universal de ensayos MTS 810 *Material Test System* con una capacidad máxima de 100 kN. Para determinar la resistencia a la tensión con concentrador de esfuerzos (*OHT de las siglas en ingles de Open Hole Tensile Strength*) se realizaron pruebas de tensión cuasi-estáticas con base a los lineamientos establecidos de la norma ASTM D5766/D5766M. Estas pruebas se realizaron para determinar la influencia del concentrador de esfuerzos en las propiedades mecánicas de los laminados de material compuesto y de los LFM. La Figura 35. Muestra las dimensiones de los especímenes con las especificaciones de la norma.

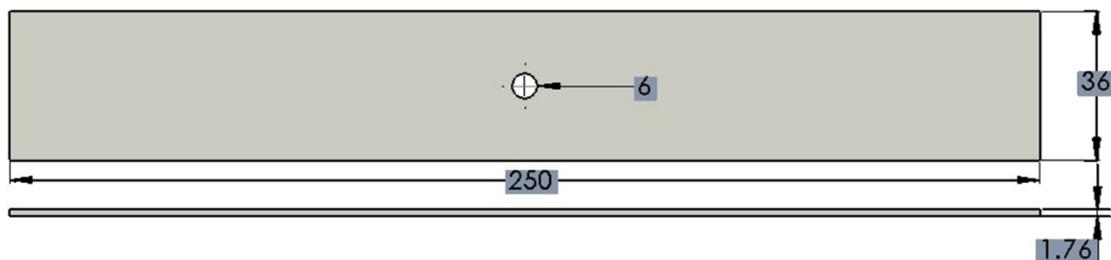


Figura 35. Dimensiones de las probetas para prueba de tensión.

El ancho de los especímenes es de 36 ± 1 mm con una longitud de 250 mm. El concentrador de esfuerzos consiste en un agujero circular de 6 ± 0.06 mm de

diámetro localizado en el centro del espécimen. Los resultados de la prueba están directamente influenciados por la relación que existe entre el ancho del espécimen y el diámetro del agujero, por lo que esta relación siempre debe ser igual a 6 como establece la norma. A continuación se describe esta relación:

$$\text{Relación } w/D = \frac{w}{D} \quad (36)$$

Donde:

w = Ancho del espécimen.

D = Diámetro del agujero.

Para el espécimen de material compuesto se utilizaron *tabs* (piezas rectangulares pegadas al espécimen de papel de lija con un tamaño de grano 120#) que eviten el deslizamiento durante la prueba, la presión aplicada en las mordazas para sujetar el espécimen fue de 10 MPa.

Para determinar la resistencia a la tensión de los laminados de material compuesto de fibra de vidrio, el espécimen se ensayó a una velocidad de prueba de 1 mm/min. Para calcular la resistencia a la tensión se utiliza la siguiente ecuación:

$$F_x^{OHTu} = P^{max} / A \quad (37)$$

Donde:

F_x^{OHTu} = Resistencia última a la tensión con agujero abierto.

P^{max} = Carga máxima antes de la falla.

A = Área transversal (ignorando el agujero).

4.1.2. Pruebas para determinar las propiedades a la tensión en laminados Fibra-Metal

Para conocer la resistencia última a la tensión con agujero en los LFMs se realizó una prueba de tensión cuasi-estática de acuerdo a lo establecido en la norma ASTM D5766/D5766M, en un espécimen con 6 capas de fibra de vidrio unidireccional y 2

láminas de aleación de aluminio 2024-T3 (dirección del rolado de la lámina coincide con la dirección de la fibra unidireccional).

Las dimensiones de este espécimen son las mismas que posee el espécimen de material compuesto mencionado anteriormente (Figura 36), pero con la diferencia de que para esta prueba se utilizaron tabs de aluminio para evitar delaminaciones entre la capa de material compuesto y la lámina de aluminio provocadas por la presión que ejercen las mordazas para sujetar el espécimen y también para tener una mejor sujeción durante los ensayos de fatiga. Para esta prueba se aplicó una presión de 11 MPa en las mordazas para sujetar el espécimen. La prueba se realizó a una velocidad de desplazamiento de 1 mm/min.

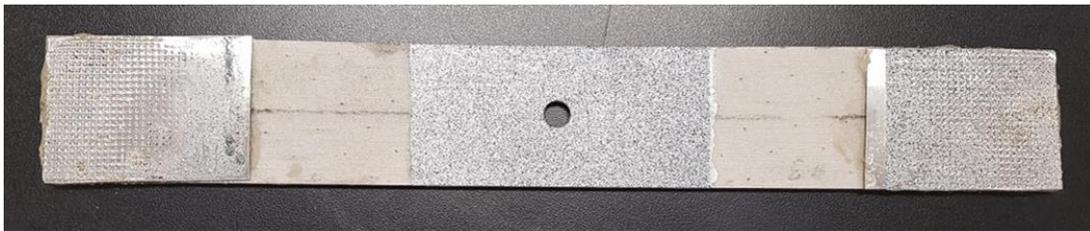


Figura 36. Probeta de fibra de vidrio-aluminio con agujero para prueba de tensión.

4.2. PRUEBAS DE FATIGA

Las pruebas de fatiga al igual que las de tensión se realizaron utilizando una máquina universal MTS 810 Material Test System con una capacidad máxima de 100 kN. Todas las pruebas se realizaron a temperatura ambiente.

4.2.1. Fatiga en tensión-tensión

Para determinar el comportamiento a la fatiga de los laminados de material compuesto y de los LFM con concentrador de esfuerzos tipo agujero, se realizaron ensayos de fatiga en todos los especímenes acumulando 5 diferentes niveles de daño, en intervalos de 250,000 ciclos para cada nivel. Se aplicó carga cíclica uni-

axial en tensión-tensión con una amplitud constante de acuerdo a los lineamientos que establece la norma ASTM D7615/[7615M [44].

Para realizar dichas pruebas se utilizó una relación de esfuerzos $R = \sigma^{mín} / \sigma^{máx} = 0.1$ a una frecuencia de 15 Hz, en la Figura 37 se muestra un esquema y nomenclatura de la carga cíclica de amplitud constante. Aquí cabe destacar que los esfuerzos máximos aplicados a los especímenes de material compuesto fue de aproximadamente del 30% de su resistencia última sin agujero, es decir $\sigma_{máx} = 0.3X_t$ y equivale aproximadamente al 75% de la resistencia última con agujero. En el caso de las probetas del laminado de fibra de vidrio unidireccional tiene una resistencia última sin orificio $X_t = 1073 MPa$, por lo que el esfuerzo máximo que se aplicó fue de 318.011 MPa para los laminados unidireccionales y multidireccionales; para las probetas de fibra de vidrio tejidas (woven) el esfuerzo máximo aplicado fue mucho menor, ya que tienen una resistencia última mucho más baja comparada con las probetas unidireccionales por lo tanto, esta resistencia última sin orificio es de $X_t = 215 MPa$; por lo tanto el valor del esfuerzo máximo aplicado fue de $\sigma_{máx} = 66.462 MPa$. Para los LFM se aplicó un esfuerzo $\sigma^{máx} = 318.011 MPa$, el esfuerzo aplicado es el mismo que el aplicado en los especímenes de material compuesto para tener un punto de comparación entre ambos laminados y la influencia que tienen las láminas de aluminio en el desempeño del espécimen bajo cargas de fatiga. El esfuerzo máximo aplicado en los LFM equivale aproximadamente al 45% de la resistencia última con agujero.

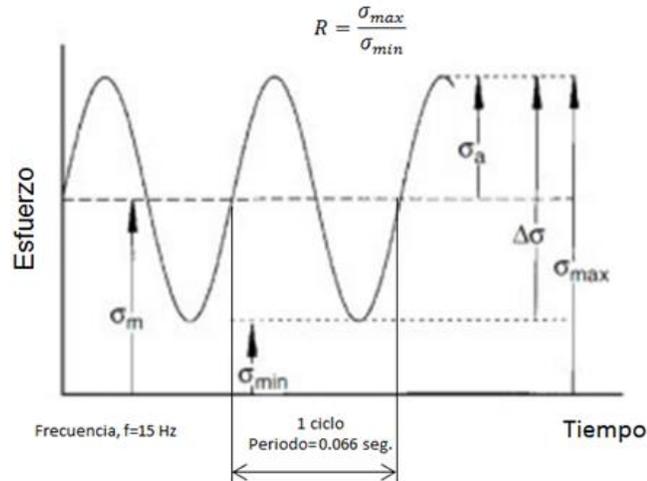


Figura 37. Esquema y nomenclatura de la carga cíclica de amplitud constante.

4.3. PRUEBAS DE TENSIÓN PARA DETERMINAR LA DISTRIBUCIÓN DE ESFUERZOS DEBIDA AL DAÑO ACUMULADO POR FATIGA

El procedimiento para determinar la distribución de esfuerzos a lo largo de la sección media del borde del agujero al borde de la probeta se llevó a cabo realizando pruebas de tensión cuasi-estáticas a 5 especímenes para cada tipo de laminado, esto quiere decir que se ensayaron un total de 25 probetas. Las pruebas de tensión se realizaron en especímenes sin daño y también en especímenes con 4 niveles de daño acumulado en intervalos de 250,000 ciclos para cada nivel y siendo de un 1,000,000 de ciclos para el nivel de daño acumulado máximo.

Las pruebas de tensión se realizaron de acuerdo a la norma ASTM D5766/D5766M, La carga de tensión se aplica hasta alcanzar un esfuerzo máximo de 100 MPa para la primer serie de pruebas, para la segunda serie de pruebas se llegó a un esfuerzo máximo de 200 MPa, a una velocidad de desplazamiento del cabezal de 1 mm/min. En la tabla 7 se muestran los diferentes niveles de daño acumulado para cada tipo de laminado así como el esfuerzo aplicado en la prueba de tensión.

Tabla 7. Configuración de cada espécimen y nivel de daño acumulado para pruebas de tensión.

| Laminado | Pre-impregnado | Nivel de daño acumulado | Esfuerzo aplicado (MPa) Prueba 1 | Esfuerzo aplicado (MPa) Prueba 2 |
|---------------------------|-----------------------|---------------------------|----------------------------------|----------------------------------|
| <i>Material compuesto</i> | <i>Unidireccional</i> | <i>Sin daño acumulado</i> | 100 | 200 |
| | | <i>250,000 ciclos</i> | | |
| | | <i>500,000 ciclos</i> | | |
| | | <i>750,000 ciclos</i> | | |
| | <i>0°/90°</i> | <i>Sin daño acumulado</i> | 100 | 200 |
| | | <i>250,000 ciclos</i> | | |
| | | <i>500,000 ciclos</i> | | |
| | | <i>750,000 ciclos</i> | | |
| | <i>Tejido</i> | <i>Sin daño acumulado</i> | 100 | 200 |
| | | <i>250,000 ciclos</i> | | |
| | | <i>500,000 ciclos</i> | | |
| | | <i>750,000 ciclos</i> | | |
| <i>Fibra-Metal</i> | <i>Unidireccional</i> | <i>Sin daño acumulado</i> | 100 | 200 |
| | | <i>250,000 ciclos</i> | | |
| | | <i>500,000 ciclos</i> | | |
| | | <i>750,000 ciclos</i> | | |
| | <i>0°/90°</i> | <i>Sin daño acumulado</i> | 100 | 200 |
| | | <i>250,000 ciclos</i> | | |
| | | <i>500,000 ciclos</i> | | |
| | | <i>750,000 ciclos</i> | | |

4.4. MEDICIÓN DE LOS CAMPOS DE DEFORMACIÓN POR EL MÉTODO DE CORRELACIÓN DE IMÁGENES DIGITALES

Para aplicar el método de correlación de imágenes digitales se utilizó el equipo comercial ARAMIS® con la versión del programa 6.3.06 por GOM para obtener el campo de deformaciones de la superficie exterior de los especímenes. Este equipo utiliza el método de correlación de imágenes digitales, por lo que es un sistema de medición de deformación óptico sin contacto. Este sistema calcula, analiza y documenta las deformaciones. El sistema reconoce la estructura de la superficie del objeto a través de imágenes obtenidas por medio de una cámara digital y asigna coordenadas a los píxeles de la imagen. La primera imagen en el proyecto de medición representa el estado no deformado del objeto. Después o durante la

deformación del objeto, se registran imágenes adicionales. El programa de procesamiento compara las imágenes digitales y calcula el desplazamiento y la deformación del objeto. Si el objeto a medir tiene pocas características de referencia, como en el caso de las superficies homogéneas, se necesita que las superficies se preparen con un patrón de puntos aleatorios como el que se muestra en la Figura 38.

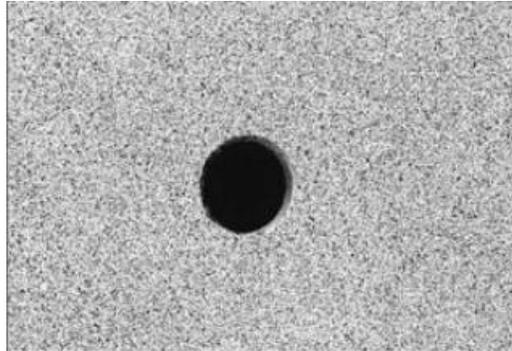


Figura 38. Patrón moteado aleatorio aplicado en los especímenes.

El sistema ARAMIS® es muy adecuado para la medición de deformaciones en tres dimensiones bajo carga dinámica o estática de componentes reales.

Los campos de deformación se obtuvieron de los 25 especímenes sometidos a pruebas de tensión descritos anteriormente sin daño acumulado y con 4 diferentes niveles de daño, tanto de material compuesto como de los LFM. El procedimiento para realizar la medición de los campos de deformación durante los ensayos de tensión se describe a continuación.

En primer lugar se deben preparar las probetas aplicando pintura blanca en la superficie y una vez que se ha secado, se aplica el moteado con puntos negros aleatorios hasta que se obtiene una superficie moteada como se muestra en la Figura 38.

Las cámaras fueron posicionadas cuidadosamente con respecto a la superficie del espécimen para evitar efectos de perspectiva, para ello se utiliza un puntero láser situado en el centro del sistema óptico y que sirve de referencia como un punto de mira para apuntar las cámaras hacia éste. La distancia de trabajo se estableció en

cerca de 300 mm de acuerdo a lo establecido en el manual del equipo para un volumen de medición de 50 mm x 100 mm.

Antes de llevar a cabo la prueba el sistema óptico debe ser calibrado para obtener buenos y fiables resultados. El proceso de calibración se realiza mediante un cubo con patrón de puntos de referencia que se coloca en la misma posición y a la misma distancia en la que se colocará el espécimen durante la prueba. En seguida se selecciona el programa de calibración en la Laptop del equipo ARAMIS® y se siguen los pasos uno por uno, al finalizar el proceso se debe tener como resultado una desviación máximo de 0.05 píxeles para que el proceso sea exitoso. Hay que destacar que el proceso de calibración se debe realizar siempre que el equipo sea desplazado hacia otro lugar o se mueva por accidente.

Posteriormente se selecciona un nuevo proyecto, el tiempo del obturador de la cámara (*shutter time*) se fija en 10.5 ms de acuerdo a la velocidad de desplazamiento de 1 mm/min. Se establecen los parámetros de la prueba en la interfaz de la MTS y una vez que se ha realizado esto la prueba está lista para llevarse a cabo. Se aplica la carga de tensión y de manera simultánea se inicia la captura de imágenes con la cámara GOM. La captura de imágenes se detiene hasta que se alcanza el esfuerzo máximo de 100 MPa para la primer prueba, se detiene la aplicación de la carga en la MTS y se lleva a 0 KN. Posteriormente se realiza la segunda prueba en el mismo espécimen siguiendo los mismos pasos antes descritos pero en este caso la captura de imágenes se detiene hasta que se alcanza un esfuerzo máximo de 200 MPa. De la misma manera se detiene la aplicación de la carga y se lleva a 0 KN. Se retira el espécimen y se coloca el siguiente y se realizan las pruebas restantes. La Figura 39 muestra el sistema ARAMIS® y el espécimen sujeto a tensión.

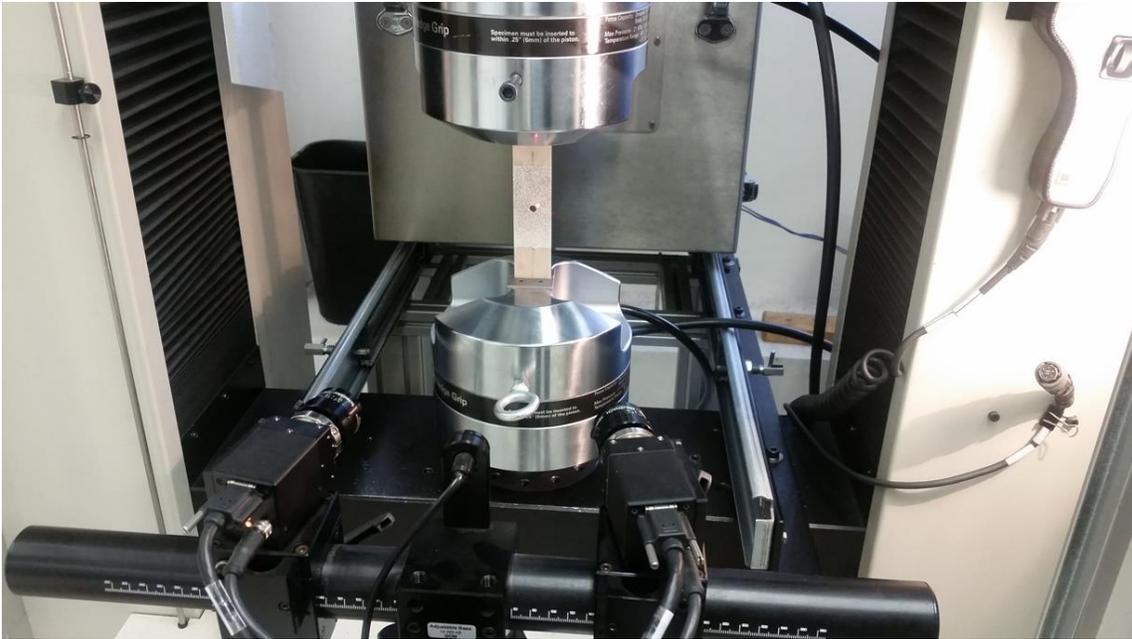


Figura 39. Pruebas de tensión en conjunto con el equipo ARAMIS® para medir el campo de deformaciones.

Después de realizar el mapeo del campo de deformaciones, se realiza el procesamiento digital de imágenes con el sistema ARAMIS® para cada uno de los especímenes. Para ello se realiza el enmascarado de la imagen, esto consiste en especificarle al programa el área seleccionada para que realice el análisis de las deformaciones. Se escogió un tamaño de faceta de 10×8 pixeles tomando en cuenta el tamaño de la región de interés, las dimensiones del campo total de facetas fue de 202×154 . La resolución de las imágenes fue de 1624×1236 pixeles. Cuando el software termina de realizar los cálculos necesarios, se presentan los resultados; se puede elegir cualquier imagen o *stage* tomada durante la prueba, también se puede seleccionar que se presenten las deformaciones o desplazamientos del espécimen y elegir un área o sección de interés para exportar los resultados. Para el caso de esta investigación se selecciona que el software presente las deformaciones que van desde el borde del agujero al borde de la probeta; a partir del campo de deformaciones obtenido mediante las mediciones " ϵ_{xx} " " ϵ_{yy} " dentro del régimen elástico, el esfuerzo normal $\sigma_y(x, 0)$ a lo largo del eje x en la vecindad del agujero se puede calcular a partir de la siguiente ecuación:

$$\sigma_y = \frac{E_{yy}\varepsilon_{yy}}{1-\nu_{xy}^2(E_{yy}/E_{xx})} + \frac{E_{yy}\varepsilon_{xx}\nu_{xy}}{1-\nu_{xy}^2(E_{yy}/E_{xx})} \quad (37)$$

Donde E_{xx} , E_{yy} , G_{xy} y ν_{xy} son las propiedades elásticas de la lámina superficial, que para todos los laminados (incluyendo LFM) a excepción del laminado tejido (woven), son láminas de fibra de vidrio unidireccionales. Las propiedades del material se muestran en la tabla 4.

4.5. MODELACIÓN DE ELEMENTO FINITO

La modelación se realizó usando un software comercial de simulación ANSYS® versión 15.0. El análisis de elemento finito se llevó a cabo para obtener el campo de deformaciones y el perfil de esfuerzos $\sigma_y(0, x)$ de un espécimen sin daño acumulado sujeto a una carga de tensión cuasi-estática. Para simplificar la simulación se tomaron en cuenta algunas consideraciones ideales para ambos laminados, como por ejemplo, se consideraron materiales ortotrópicos homogéneos con un comportamiento lineal y con una unión perfecta en todas las capas, incluyendo la unión entre la capa de material compuesto y la lámina de aluminio.

Para los especímenes de material compuesto se utilizó un modelo estructural *Shell 8node 281* con la opción de esfuerzo plano con espesor. El origen del sistema global de coordenadas está ubicado en la esquina inferior izquierda del espécimen, El eje longitudinal del espécimen está alineado con el eje x, por lo que el centro del agujero se encuentra ubicado a 0.125 m del origen en dirección x y a 0.018 m en dirección y. Se restringieron los desplazamientos en z en líneas tendidas sobre los ejes x y y. Se aplicó un esfuerzo uniforme de 100 MPa en la dirección del eje x (mismo esfuerzo aplicado para el mapeo del campo de deformaciones con el sistema ARAMIS®). Para el análisis de los LFM se declaró la aleación de aluminio 2024-T3 como un material isotrópico lineal. En la Figura 40 se muestra el modelado de los especímenes por el método de elemento finito.

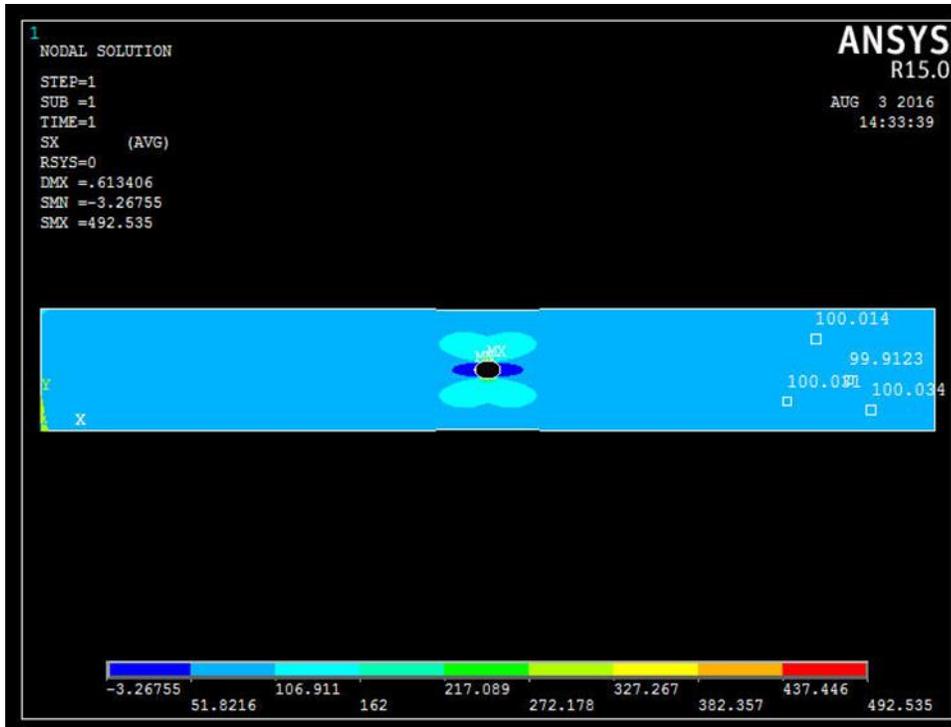


Figura 40. Modelo de elemento finito de los especímenes de material compuesto y LFM.

4.6. INSPECCIÓN NO DESTRUCTIVA

Se realizaron algunos estudios mediante dos diferentes métodos de inspección no destructiva para determinar el tipo de daño producido por fatiga en las diferentes configuraciones de material compuesto y LFM ensayados para esta tesis. Se ha utilizado la técnica de inspección visual y un sistema automático de inspección por ultrasonido C-Scan para la evaluación de la superficie dañada de los especímenes. Es importante realizar estos estudios y conocer los tipos de daños presentes en estos materiales debido a la influencia que tienen en la resistencia residual de los mismos.

4.6.1. Inspección visual

La inspección visual constituye la primera práctica de inspección que se realiza en cualquier estructura, ya que permite de entrada definir la forma y el tamaño del daño

provocado por fatiga. La técnica de inspección visual solo es posible realizarla en materiales compuestos que sean translúcidos o semi-translúcidos como lo es la fibra de vidrio/resina epóxica ya que se lleva a cabo utilizando la luz y los ojos, solos o con la ayuda de dispositivos amplificadores.

Para realizar el análisis se tomaron fotografías de la superficie de los especímenes con una cámara de alta resolución y una buena iluminación para garantizar el mejor contraste entre el área dañada y el área que no fue afectada. Una vez obtenidas las imágenes se procede al análisis para identificar los diferentes tipos de daño que sufrió el espécimen. Con éste análisis se puede identificar gran parte del daño pero no se puede identificar el daño en las capas internas del laminado (Figura 41) por lo cual se utilizó la técnica de ultrasonido C-Scan que será descrita a continuación.



Figura 41. Especimen con daño acumulado por fatiga.

4.6.2. Inspección mediante Ultrasonido C-Scan

La inspección por ultrasonido es un método de inspección no destructiva utilizado para garantizar calidad, control e inspección de materiales en las principales industrias, así como también evalúan la integridad de una lámina mediante la detección de grietas, porosidad, delaminación, huecos o discontinuidades sub-superficiales sin dañar el objeto de ensayo.

El ensayo se basa en la generación de señales ultrasónicas (50 kHz-100 MHz); que atraviesan la estructura que se está inspeccionando. Un transductor recibe la señal que ha atravesado el material, y las discontinuidades o el daño en el material

compuesto se detectan por la variación de la amplitud de la señal. En el caso del ultrasonido C-Scan, el transductor ultrasónico se mueve mecánicamente a lo largo del espécimen y toma lecturas a intervalos regulares, las cuales se utilizan para obtener una representación visual sub-superficial del espécimen; y con ello tener una evaluación cuantitativa de la superficie dañada de los especímenes.

En la Figura 42 se presenta una imagen del equipo de inspección por ultrasonido C-Scan empleado en esta tesis. En general el equipo es un modelo de Sistema de Posicionamiento Cartesiano CT1743-2010 desarrollado por “Comunidad Tecnológica” que incluye una tina de inmersión construida con perfiles de aluminio y un sistema formado por tres ejes motorizados que permiten la inspección tanto por inmersión como en acoplamiento por aire. Además el equipo está dotado de una tarjeta de ultrasonido para PC modelos Socomenante USPC 3100 PCI el cual permite la adquisición de datos generados por el sistema. La computadora a la cual se ha conectado dispone de un programa UT WIN™ versión E1.54 que permite el control de diferentes parámetros de la inspección (zona de inspección, velocidad de barrido, ganancia del transductor, etc.).



Figura 42. Equipo de Ultrasonido C-Scan.

Con este método se obtuvieron imágenes donde el área dañada puede distinguirse con mucha claridad, la imagen obtenida muestra con gran nitidez la extensión del área dañada, el tipo mecanismo de falla presente en el espécimen, el concentrador de esfuerzos e incluso los defectos internos como se muestra en la Figura 43. Por lo que este método es fiable para obtener resultados de estimación de daño acumulado por fatiga.

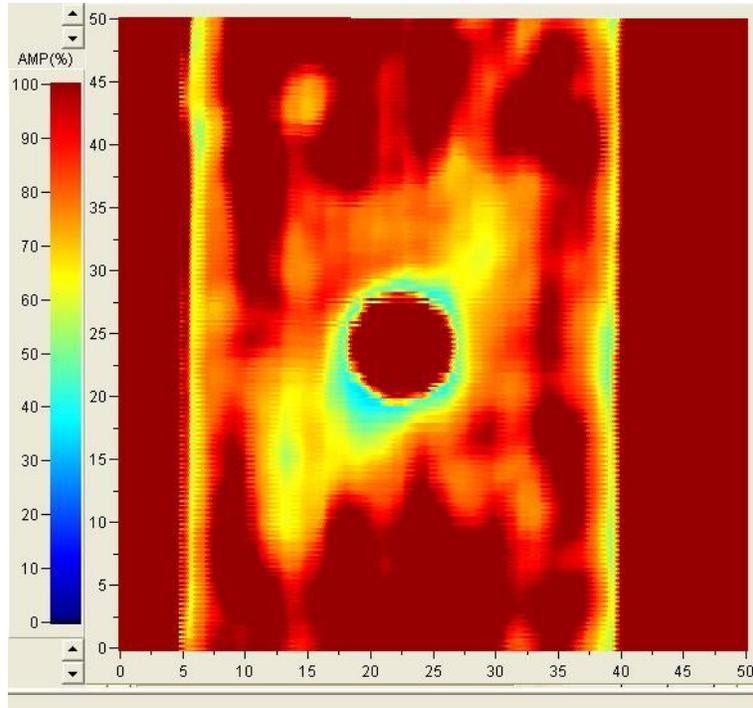


Figura 43. Imagen de C-Scan de un espécimen con daño acumulado por fatiga.

5. RESULTADOS

5.1. RESISTENCIA A LA TENSIÓN DE LAMINADO FIBRA DE VIDRIO-RESINA EPÓXICA CON CONCENTRADOR DE ESFUERZOS

Un espécimen de fibra de vidrio/resina epóxica unidireccional con concentrador de esfuerzos se ensayó en tensión utilizando el procedimiento de la norma ASTM D5766/5766M para determinar su resistencia máxima. La resistencia máxima obtenida de la prueba de tensión fue de: $X_{t-OHT} = 425 \text{ MPa}$.

La Figura 44 muestra la curva fuerza vs extensión del espécimen, la curva tiene un comportamiento lineal durante la mayor parte de la prueba, cuando se alcanza un esfuerzo de 350 MPa se observa un comportamiento no lineal que prevalece hasta que se presenta la falla total del espécimen.

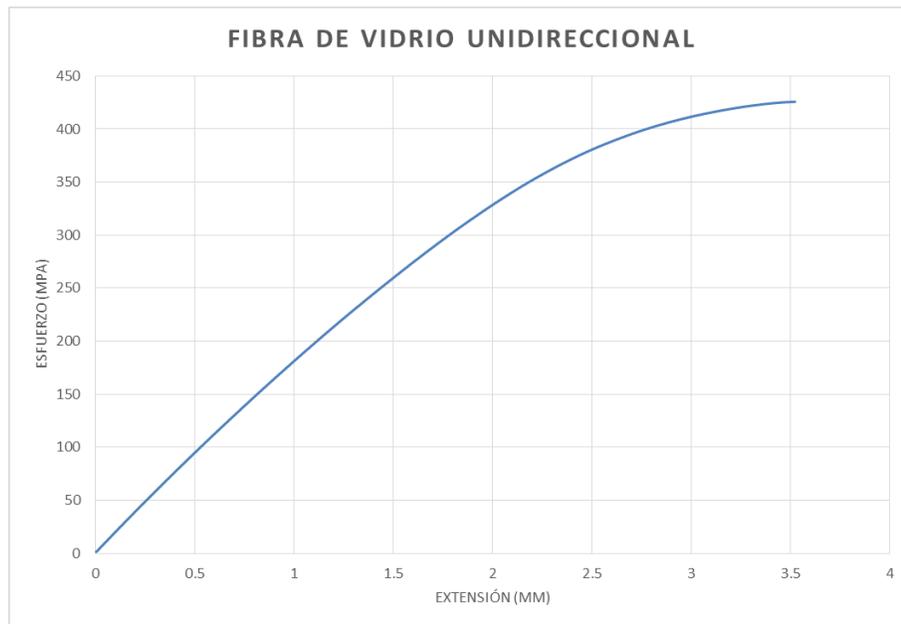


Figura 44. Curva de esfuerzo vs desplazamiento de la prueba de tensión con concentrador de esfuerzos.

La falla total del espécimen (fragmentación) de material de fibra de vidrio unidireccional se muestra en la Figura 45b donde se observa que la rotura del

espécimen se ubica en el concentrador de esfuerzos, la falla ocurrió por rotura de las fibras y no se presentó delaminación.



Figura 45. a) Espécimen de fibra de vidrio unidireccional antes de realizar la prueba de tensión. b) Falla del espécimen de fibra de vidrio unidireccional por tensión cuasi-estática.

5.2. RESISTENCIA A LA TENSIÓN DE LAMINADO FIBRA-METAL CON CONCENTRADOR DE ESFUERZOS

Al igual que el espécimen de fibra de vidrio unidireccional, un espécimen laminado Fibra-Metal unidireccional con concentrador de esfuerzos se ensayó en tensión cuasi-estática para determinar su resistencia máxima de acuerdo a los lineamientos de la norma ASTM D566/5766M. Como resultado de dicha prueba se obtuvo una resistencia máxima de $X_{t-OHT} = 704 \text{ MPa}$. La resistencia de este espécimen es cerca del 35% mayor que la resistencia del espécimen de fibra de vidrio unidireccional provocada por la adición de las láminas de aluminio, ya que tienen mayor rigidez por lo que la carga de tensión se transfiere de las láminas de material compuesto a las láminas de aluminio; también se puede decir que el tratamiento químico P2 tuvo buenos resultados, ya que las delaminaciones entre las capas de metal y fibra se producen hasta que se presenta la falla total del espécimen.

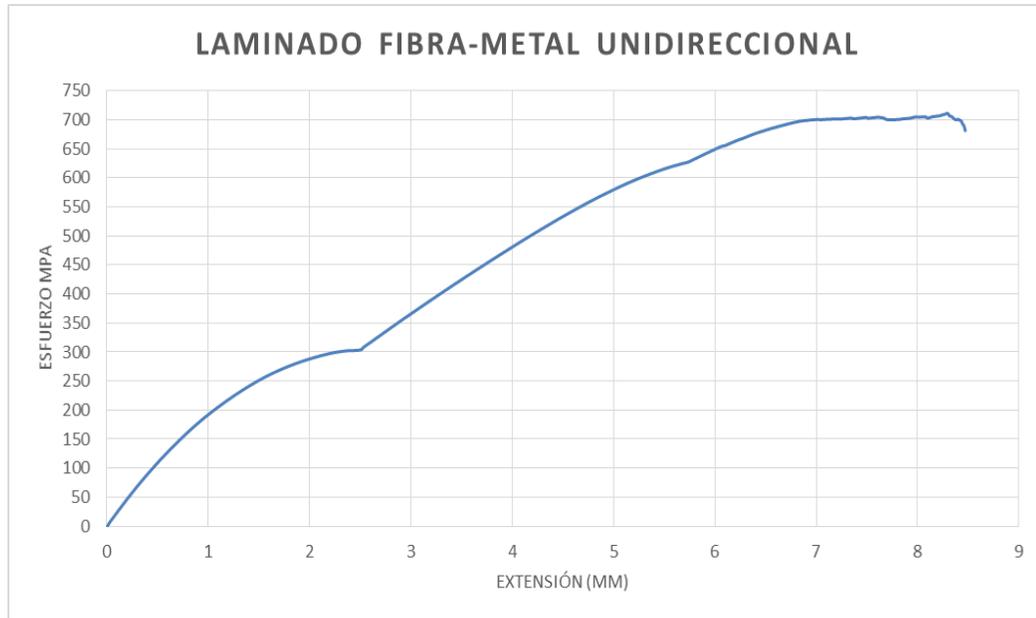


Figura 46. Curva esfuerzo vs deformación de la prueba de tensión del LFM con concentrador de esfuerzos.

La Figura 46 muestra la curva esfuerzo vs desplazamiento del LFM, en la cual se observa un comportamiento lineal hasta que se alcanza un esfuerzo de 700 MPa, a partir de allí las láminas de aluminio llegan a la zona de cedencia hasta que se llega a la falla final del espécimen. En la Figura 47b y 47c se observa que la rotura del espécimen también ocurre en el concentrador de esfuerzos, y también se observa que en este caso si se presentó una gran delaminación en las capas adyacentes a las láminas de aluminio y rotura de fibras.

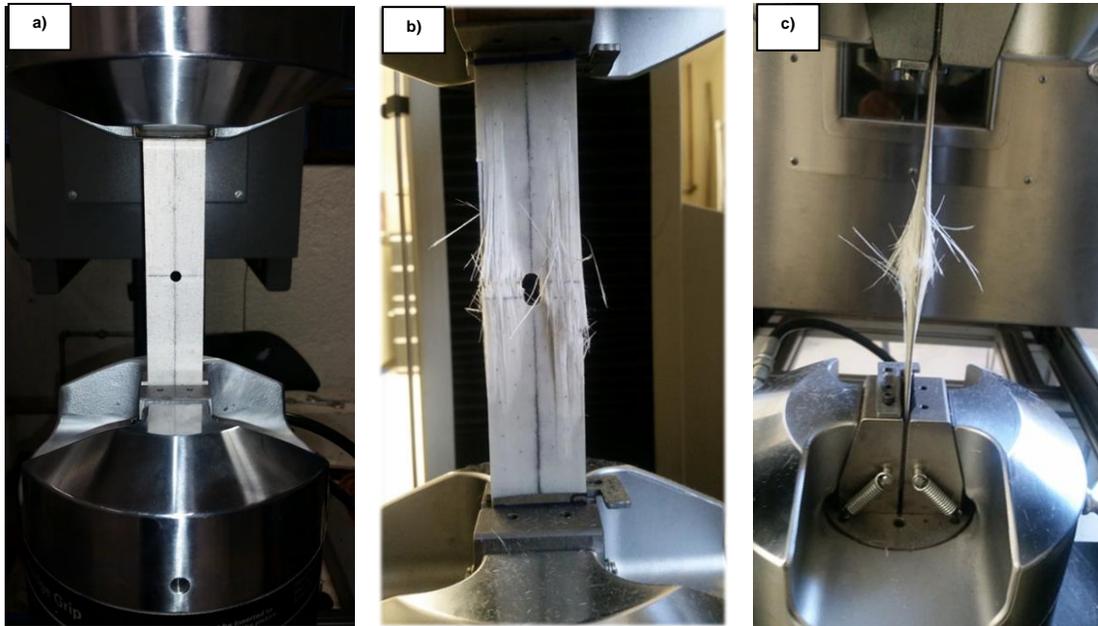


Figura 47. a) Espécimen LFM unidireccional sujeto carga de tensión, b) falla del espécimen LFM unidireccional por tensión cuasi-estática, vista frontal y c) vista de perfil.

5.3. DAÑO ACUMULADO POR FATIGA

5.3.1. Delaminación y agrietamiento de la matriz en laminados fibra de vidrio-resina epóxica

5.3.1.1. Especímenes Unidireccionales

Para acumular daño en los especímenes de fibra de vidrio unidireccional con concentrador de esfuerzos cuatro probetas fueron sometidos a 4 niveles de daño por fatiga, en intervalos de 250,000 ciclos y llegando a un nivel máximo de 1,000,000 de ciclos de fatiga; esto quiere decir que la probeta con 250,000 ciclos es la que tiene la menor cantidad de daño acumulado y la probeta con 1,000,000 de ciclos es la que acumula la mayor cantidad de daño.

Estos especímenes tuvieron un buen comportamiento a las cargas de fatiga, ya que no se presentó la falla total o fragmentación de ningún espécimen en los diferentes niveles de daño acumulado, inclusive el espécimen con 1,000,000 de ciclos de fatiga no ocurrió la falla total.

A pesar de que no ocurrió la falla total de ningún espécimen como se ha comentado anteriormente, en los 4 especímenes ensayados se presentó el agrietamiento de la matriz en la zona inmediata al agujero; aunque la longitud de dichas grietas es de mayor magnitud en los especímenes con mayor número de ciclos de fatiga.

En la Figura 48a se presenta un espécimen sin daño, para los especímenes con 250,000 y 500,000 ciclos (figura 48b y 48c respectivamente) el tipo de daño presente es el agrietamiento de la matriz, pero la longitud de las grietas es menor que en los especímenes con mayor cantidad de ciclos de fatiga, así como también no se percibe otro tipo de daño considerable en estos especímenes.

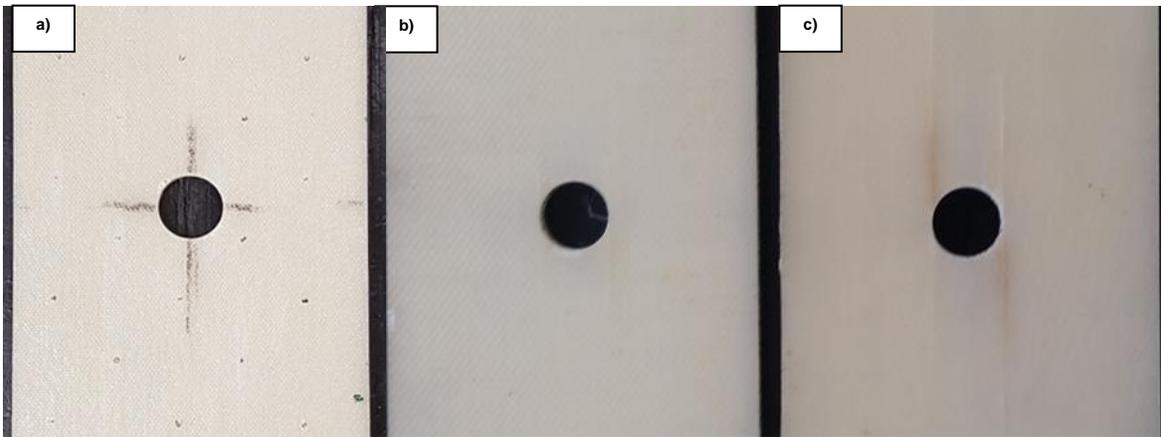


Figura 48. a) Especimen sin daño previo, b) daño provocado por fatiga en espécimen con 250,000 ciclos y c) con 500,000 ciclos.

En la 49b y 49c se muestran especímenes con 750,000 y 1,000,000 de ciclos de fatiga respectivamente, en dichos especímenes se compara el espécimen sin daño y observa el agrietamiento de la matriz en los bordes del agujero provocado por deformaciones cortantes en los especímenes con daño acumulado, por inspección visual no se perciben delaminaciones, rotura de fibras o algún otro tipo de daño considerable en las zonas cercanas al agujero.

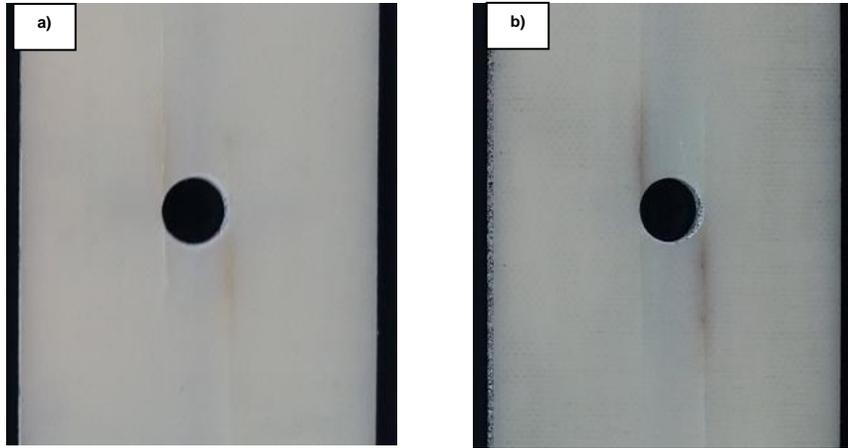


Figura 49. a) Daño provocado por fatiga en espécimen con 750,000 ciclos y b) con 1,000,000 de ciclos.

5.3.1.2. Especímenes Multidireccionales

Las especímenes de fibra de vidrio multidireccional presentaron un excelente comportamiento a la fatiga, ya que en estos especímenes no ocurrió la falla total de ningún espécimen, incluso en las probetas que fueron sometidas a la mayor cantidad de ciclos, esto es 750,000 y 1,000,000 de ciclos de fatiga (Figura 50b y 50c respectivamente). Pero a diferencia de las probetas unidireccionales, por inspección visual en ninguno de los cuatro especímenes puede observar algún tipo de daño; aunque si se realiza una inspección utilizando un microscopio para observar el espécimen con un mayor detalle, es probable que exista agrietamiento de la matriz pero de una magnitud mucho menor que la de los especímenes unidireccionales.

Es por eso que este tipo de laminado presentó un mejor comportamiento al daño acumulado por fatiga que el laminado unidireccional; esta mejor tolerancia al daño puede deberse al refuerzo que otorgan las láminas en la dirección perpendicular (90°) y que retrasan la aparición y crecimiento de grietas.

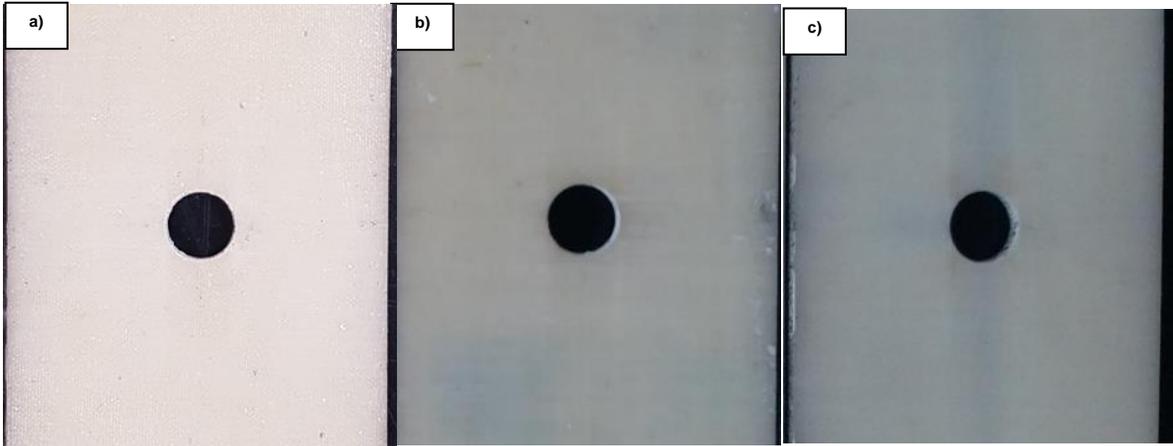


Figura 50. a) Espécimen fibra de vidrio multidireccional sin daño previo, b) daño provocado por fatiga en espécimen con 750,000 ciclos y c) con 1,000,000 de ciclos.

5.3.1.3. Especímenes Fibra Tejida

En el caso de las probetas de fibra de vidrio tejida (woven) también resistieron los 4 niveles de cargas de fatiga aplicados, aunque como se especificó anteriormente, el esfuerzo máximo aplicado fue de aproximadamente 66 MPa. Al igual que en el laminado multidireccional, en este tipo de probetas no es posible percibir a simple vista el daño acumulado como agrietamiento de la matriz o delaminaciones, por lo que sería necesario analizar el espécimen mediante un microscopio para determinar con exactitud el tipo de daño. En la Figura 51a se muestra un espécimen sin daño acumulado y en la figura 51b y 51c especímenes con mayor daño acumulado por fatiga.

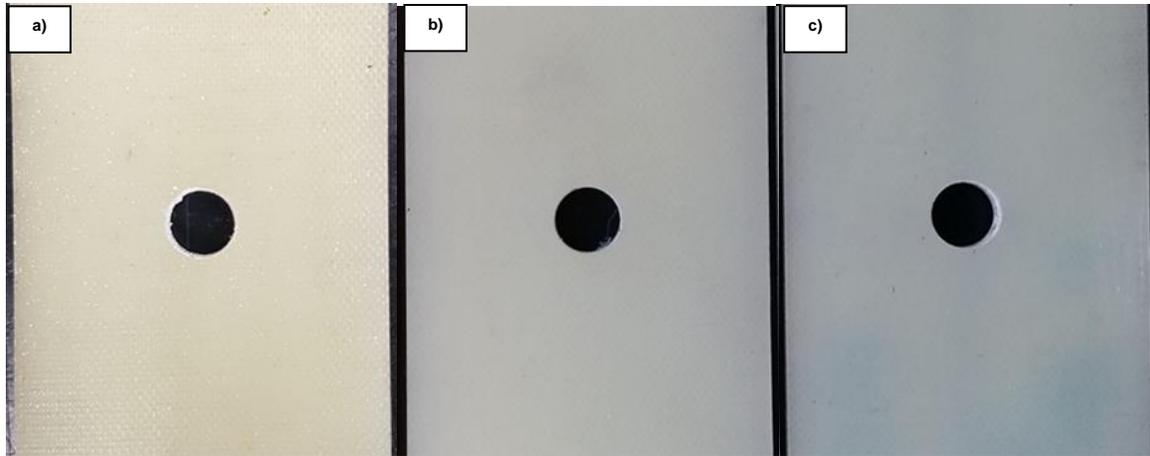


Figura 51. a) Espécimen fibra de vidrio tejida sin daño previo, b) daño provocado por fatiga en espécimen con 750,000 ciclos y c) con 1,000,000 de ciclos.

5.3.2. Delaminación y agrietamiento de la matriz en laminado Fibra-Metal Unidireccional

Los LFM unidireccionales fueron sometidos a 4 niveles diferentes de daño acumulado por fatiga. No ocurrió la falla total o fragmentación en los especímenes ensayados. El espécimen con 1,000,000 de ciclos de fatiga (Figura 52c) es el que ha presentado el mayor daño por delaminación, también se presentó agrietamiento de la matriz en este espécimen aunque la longitud de las grietas es mucho menor que la que se desarrolló en los especímenes de fibra de vidrio unidireccional. La probeta con 750,000 ciclos de fatiga (Figura 52b) ha presentado delaminación pero en menor proporción que el espécimen con 1,000,000 de ciclos, así como también se han originado pequeñas grietas en los bordes del agujero. En los especímenes con 250,000 y 500,000 ciclos de fatiga por inspección visual no se observan delaminaciones o algún otro tipo de daño. Por lo que se puede decir que este tipo de laminado ha tenido un buen desempeño ante cargas de fatiga.

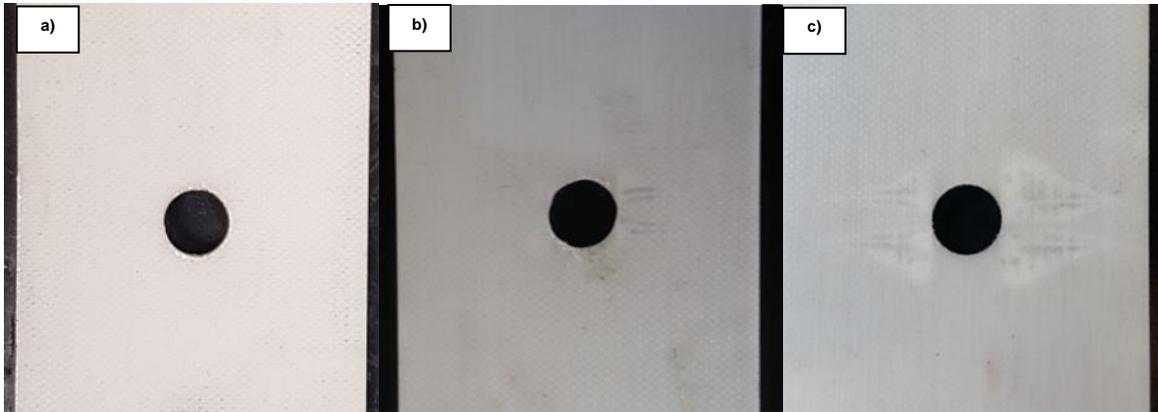


Figura 52. a) LFM unidireccional sin daño previo, b) LFM unidireccional con daño provocado por falla en espécimen con 750,000 ciclos y c) con 1,000,000 de ciclos.

5.3.3. Delaminación y agrietamiento de la matriz en laminado Fibra-Metal Multidireccional

Al igual que los LFM unidireccionales, los LFM multidireccionales fueron sometidos a 4 niveles de daño acumulado por fatiga para determinar la influencia que tiene la adición de las láminas de aluminio en el comportamiento de este tipo de laminado y compararlo con el laminado de fibra de vidrio multidireccional, ya que este último tuvo un excelente comportamiento ante las cargas de fatiga.

En los 4 especímenes ensayados se ha presentado delaminación, aunque las probetas con 750,000 y 1,000,000 ciclos (Figura 53b y 53c respectivamente) son las que mayor cantidad de daño por delaminación presentan. A pesar de que ninguno de los especímenes llegó a la falla total o fragmentación, son los que por inspección visual más daño presentan de todos los tipos de laminados ensayados en esta investigación. Con las pruebas de tensión para determinar el campo de deformaciones y esfuerzos se comprobará que este tipo de laminado es el menos tolerante al daño acumulado por fatiga.

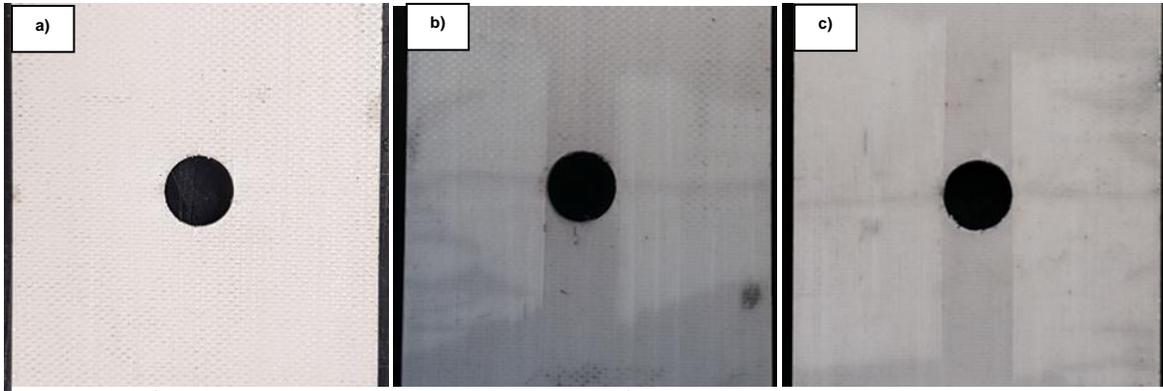


Figura 53. a) LFM multidireccional sin daño previo, b) LFM multidireccionales con daño provocado por fatiga en espécimen con 750,000 ciclos y c) con 1,000,000 de ciclos.

5.4. DETERMINACIÓN DEL CAMPO DE DEFORMACIONES

Después de realizar el mapeo del campo de deformaciones, se realiza el procesamiento digital de imágenes con el sistema ARAMIS® para cada uno de los especímenes ensayados. La distribución de la deformación en cada espécimen depende de la orientación de apilado de las láminas así como del daño previo acumulado por fatiga. Los campos de deformación obtenidos corresponden a la capa superior de cada espécimen, la cual para todos los laminados (incluyendo LFM) es una capa de fibra de vidrio unidireccional; a excepción de los especímenes fabricados a partir del laminado tejido (*woven*). A continuación se presenta el análisis de los resultados.

5.4.1. Laminados de Fibra de vidrio-resina epóxica

5.4.1.1. Laminado Fibra de vidrio unidireccional

En la Figura 54 se presentan las deformaciones obtenidas de la primer prueba de tensión cuasi-estática para cada uno de los especímenes de fibra de vidrio unidireccional que fueron sometidos a un esfuerzo remoto de $\sigma_{max} = 100$ MPa. Se tienen los campos de deformación ε_x , ε_y , ε_{xy} , para los ejes x , y (eje de aplicación de la carga) y las deformaciones por cortante, respectivamente. En la escala de colores se representan los valores en porcentaje (%) de las deformaciones ε_x y ε_y ; para las deformaciones por cortante se presentan los valores absolutos.

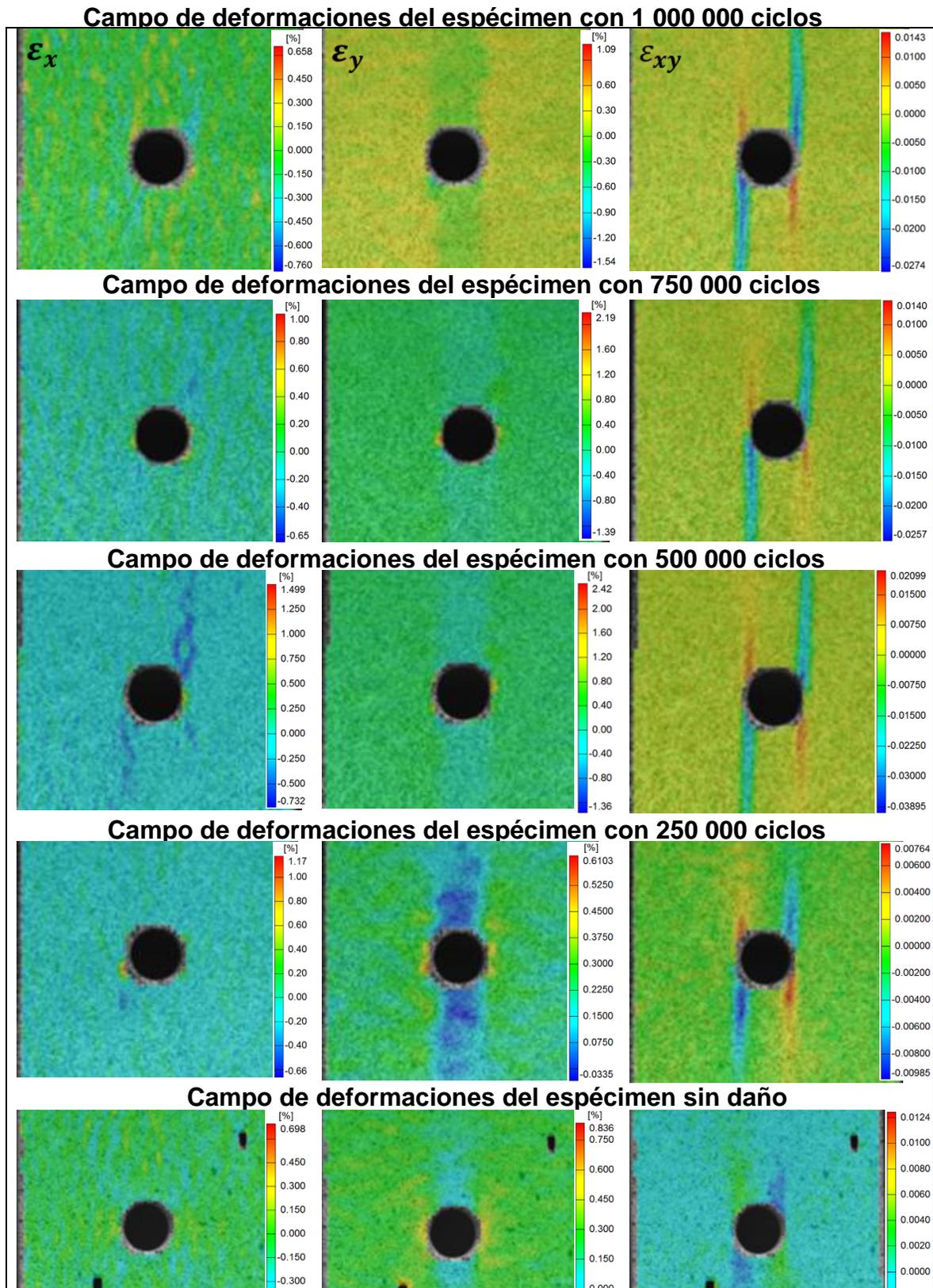


Figura 54. Campos de deformaciones de los especímenes de fibra de vidrio unidireccional a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 100 MPA a lo largo de la dirección vertical.

En la escala de colores, las zonas de color rojo se tienen deformaciones a tensión y en color azul las deformaciones por compresión. Se puede observar como en los 5 especímenes del laminado unidireccional existen deformaciones tanto a tensión como a compresión en ε_y que está en el mismo sentido de aplicación de la carga de tensión; en el espécimen con 500,000 se tiene la mayor deformación ε_y con un valor de 2.42%, para el espécimen con 750,000 ciclos esta deformación cae al 2.19% y para el espécimen con el máximo número de ciclos cae hasta un 1.09%, por lo que existe una redistribución de deformaciones conforme aumenta el daño acumulado por fatiga. También puede observarse que en todos los especímenes existen deformaciones angulares (ε_{xy}), y estas incrementan en los especímenes con mayor daño acumulado por fatiga que también presentan mayor agrietamiento de la matriz.

En la Figura 55, se presenta se presenta el campo de deformaciones para la segunda prueba de tensión, esta vez con un esfuerzo remoto máximo $\sigma_{max} = 200$ MPa. Para los dos especímenes con mayor daño acumulado se presentan deformaciones por compresión con un valor de hasta -2.25%, la ubicación de estas deformaciones coincide con la zona donde se presenta el agrietamiento de la matriz. Para el caso de las deformaciones en ε_y se presenta el mismo comportamiento mencionado anteriormente, en el que existe una redistribución de deformaciones a tensión en los especímenes con mayor cantidad de ciclos de fatiga. Para las dos pruebas realizadas con los dos diferentes niveles de esfuerzo remoto máximo aplicado (100 y 200 MPa), se puede apreciar que las máximas deformaciones ε_y se encuentran en la sección media del espécimen justo en el borde del orificio (donde $r = 3 \text{ mm}$ y $x = 0$). Las deformaciones angulares ε_{xy} aumentan en los especímenes con mayor cantidad de ciclos de fatiga, el espécimen con un 1,000,000 de ciclos tiene la máxima deformación angular con un valor de 5.81%, estas deformaciones se pueden apreciar mejor que las de la prueba anterior.

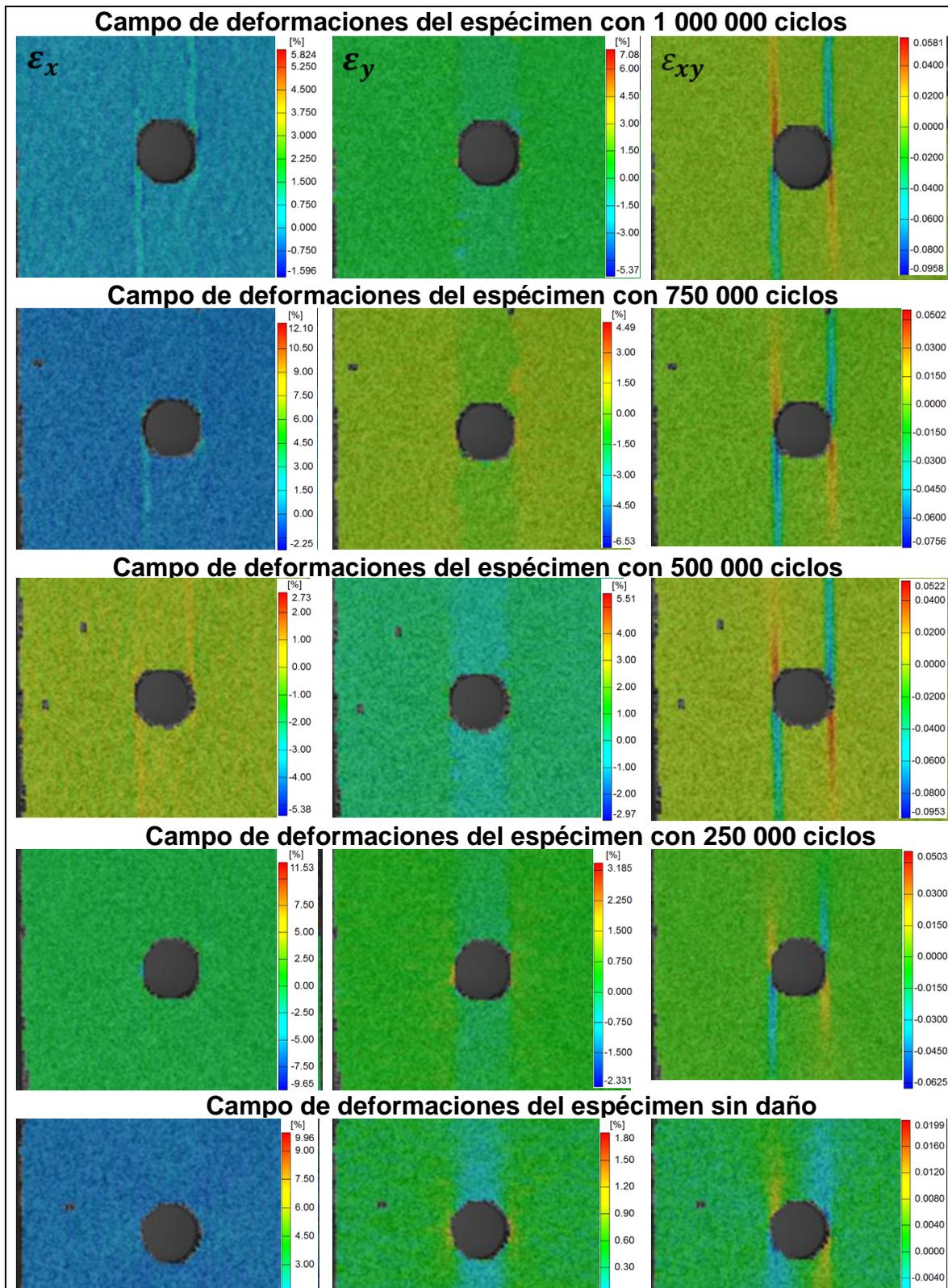


Figura 55 Campos de deformaciones de los especímenes de fibra de vidrio unidireccional a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 200 MPA a lo largo de la dirección vertical.

5.4.1.2. Laminado Fibra de vidrio multidireccional

Las probetas de material compuesto multidireccional presentaron un comportamiento interesante, ya que a diferencia de las probetas unidireccionales, las zonas de máxima deformación no se presentaron en el borde del orificio (donde $r = 3 \text{ mm}$ y $x = 0$) si no que se desplazan hacia arriba. En las Figuras 56 y 57 (σ_{max} aplicado de 100 y 200 MPa, respectivamente) se puede apreciar como para el espécimen con 1 000 000 de ciclos la deformación máxima aumenta de 3.84% a 7.33% cuando el esfuerzo remoto aplicado aumenta de 100 a 200 MPa, además de que las zonas de máxima deformación son las mismas para ambos especímenes. Este tipo de comportamiento también se presenta en los demás especímenes, por ejemplo, el espécimen con 750 000 ciclos se tiene una deformación de 1.82% para un esfuerzo remoto de 100 MPa y aumenta aproximadamente a 3.9% para un esfuerzo remoto de 200 MPa. Otro resultado obtenido es que en estas probetas no se presentó una redistribución de deformaciones en ε_y muy considerable como la exhibida en los especímenes unidireccionales, ya que la magnitud de las deformaciones en los especímenes multidireccionales aumentó con el daño acumulado por fatiga. Estos especímenes presentaron considerablemente menores deformaciones tanto en la dirección de aplicación de la carga ε_y como deformaciones angulares ε_{xy} . Este tipo de comportamiento se debe al refuerzo que se tiene en la dirección perpendicular (90°) al eje principal ya que impide la iniciación y crecimiento de grietas. En el caso de las deformaciones ε_x prácticamente todos los especímenes no presentan deformaciones en los dos niveles de esfuerzo remoto aplicado. Con los campos de deformación obtenidos en los especímenes multidireccionales se pueden corroborar los resultados que se obtuvieron con la inspección visual, debido a que no se presentan grandes zonas de deformación que sean provocadas por el daño por fatiga, como puede ser el agrietamiento de la matriz que si se presenta en los especímenes unidireccionales.

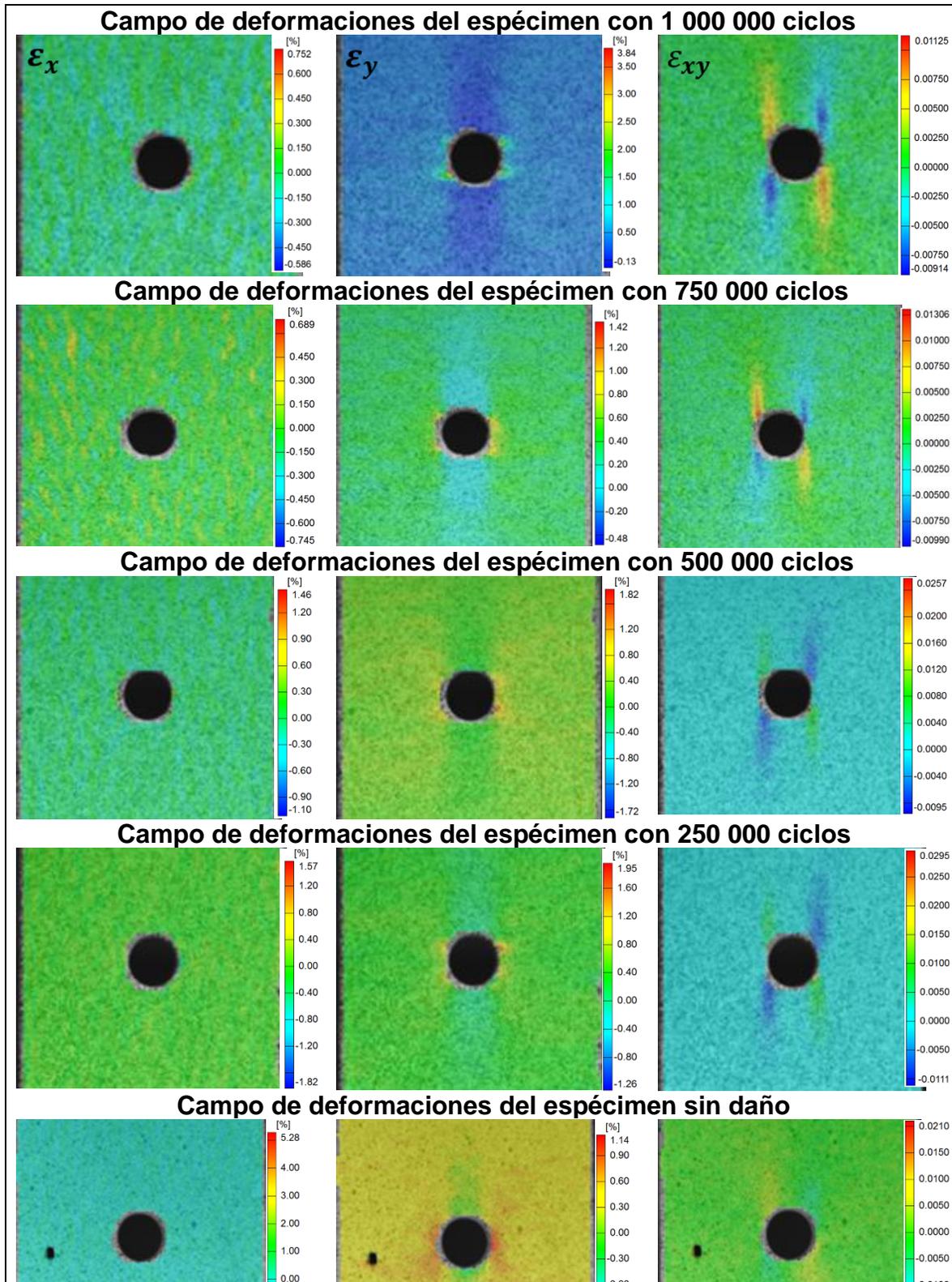


Figura 56. Campos de deformaciones de los especímenes de fibra de vidrio multidireccional a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 100 MPA a lo largo de la dirección vertical.

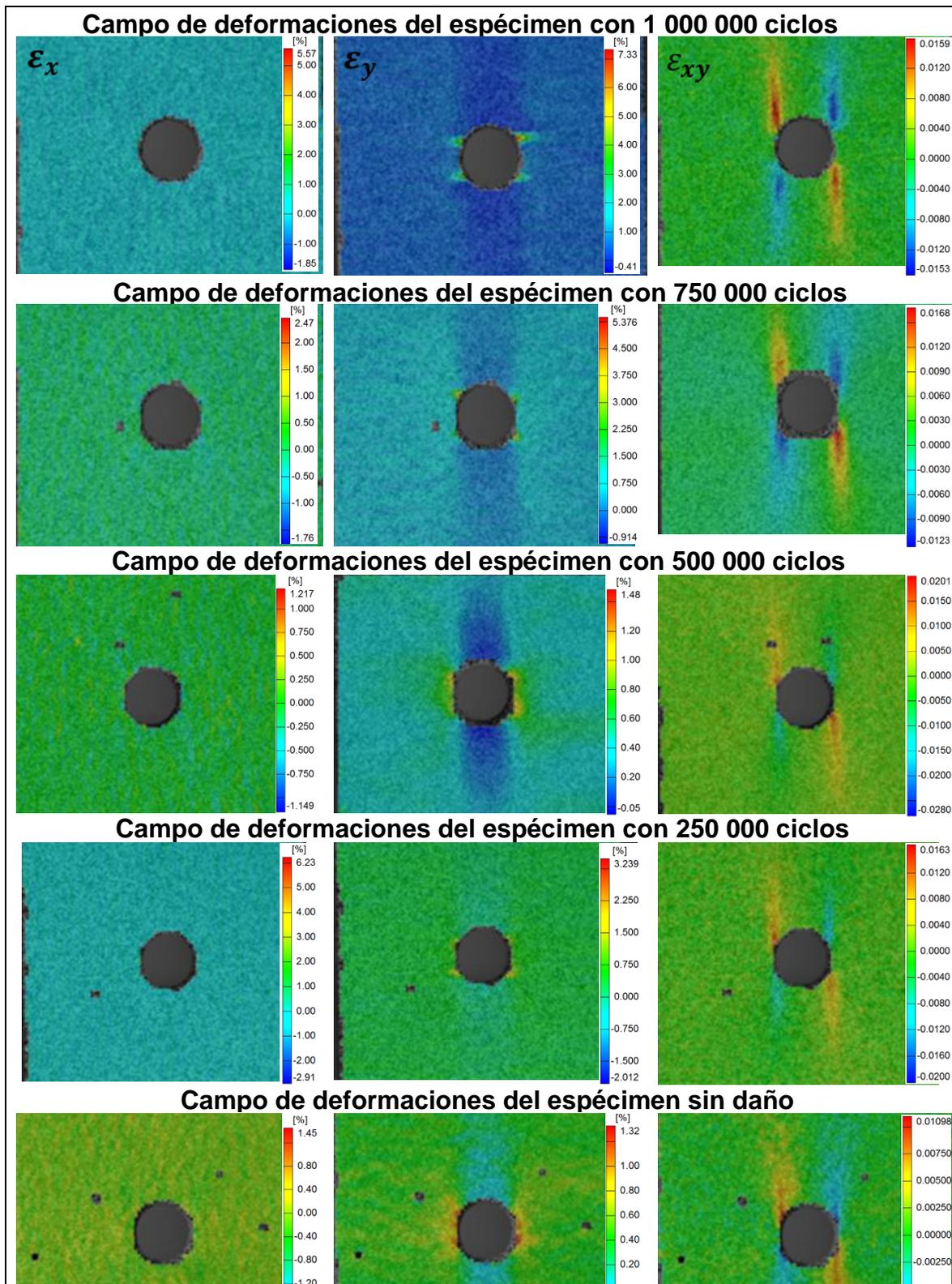


Figura 57. Campos de deformaciones de los especímenes de fibra de vidrio multidireccional a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 200 MPA a lo largo de la dirección vertical.

5.4.1.3. Laminado Fibra de vidrio tejida

Los especímenes de material compuesto tejido presentaron un comportamiento similar al de los especímenes multidireccionales en cuanto a los resultados obtenidos del campo de deformaciones angulares ε_{xy} , ya que no se presenta agrietamiento de la matriz y por lo tanto no se presentaron deformaciones considerables o mayores que los laminados antes mencionados, debido al refuerzo que presentan las fibras en la dirección *warp*; el espécimen con 1,000,000 de ciclos de fatiga tiene una deformación máxima ε_{xy} de 0.85%, por lo que son considerablemente menores que las de los especímenes multidireccionales aunque hay que resaltar que en las pruebas de fatiga, los especímenes de fibra tejida estuvieron expuestos a esfuerzos mucho menores que los demás laminados. En el caso de las deformaciones en ε_y las zonas con máxima concentración de deformaciones en todos los especímenes se encuentran siempre justo en el borde del espécimen al igual que en los especímenes unidireccionales. Son de mayor magnitud con los laminados unidireccionales y multidireccionales. Las deformaciones en ε_x se mantienen prácticamente constantes y no se presentan zonas de deformación en el borde del orificio; y es que como ha señalado Pandita [9] para materiales compuestos tejidos con orificio circular, las concentraciones de deformación son generadas por una combinación de la concentración de esfuerzos en el borde del orificio y a la variación de la deformación debida a las diferentes propiedades mecánicas en las diferentes regiones de la celda unitaria del propio material; es por eso que este tipo de laminado presentó una combinación de comportamiento tanto del laminado unidireccional como del laminado multidireccional debido a la naturaleza tejida del propio laminado.

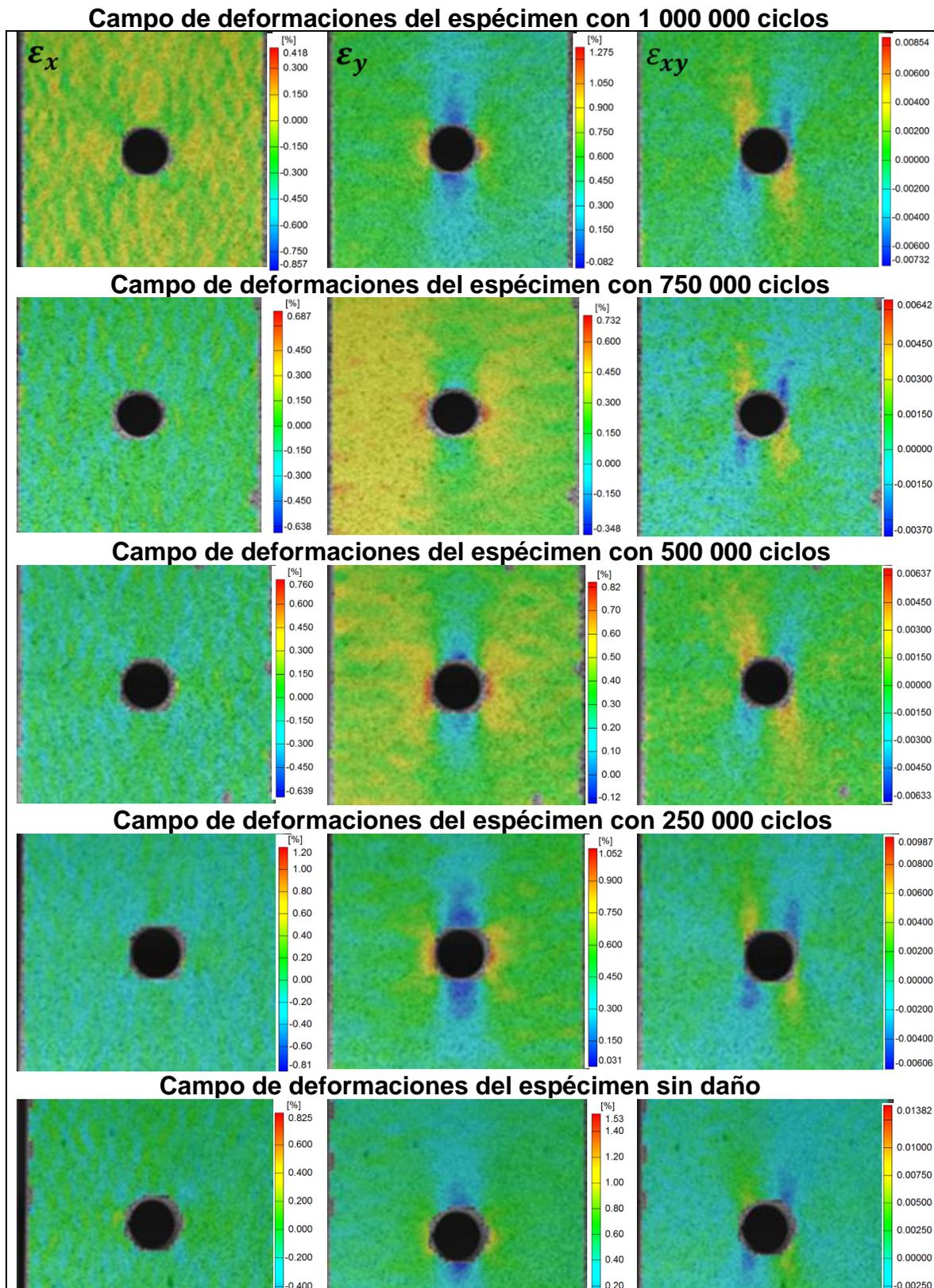


Figura 58. Campos de deformaciones de los especímenes de fibra de vidrio tejida a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 100 MPA a lo largo de la dirección vertical.

5.4.2. Laminados Fibra-Metal

5.4.2.1. Laminado Fibra-Metal unidireccional

En las Figuras 59 y 60 se muestran los campos de deformación un espécimen sin daño y de 4 especímenes sujetos a cuatro niveles de daño acumulado, que fueron sometidos primero a un esfuerzo remoto de 100 MPa y una segunda prueba a un esfuerzo remoto de 200 MPa para realizar el mapeo de deformaciones. En la figura 59 se puede apreciar como en las zonas con delaminación se ubican las zonas con alta de concentración de deformaciones ε_y , así como los valores más altos de deformación se encuentran en el borde de todos los especímenes; también se puede apreciar como las deformaciones ε_y son considerablemente menores que los laminados de material compuesto, ya que la máxima deformación ε_y en todos los especímenes se presenta en la probeta con 500 000 ciclos de fatiga y tiene un valor de 1.2%, el espécimen con 1 000 000 de ciclos tiene una deformación ε_y de 0.762%. Las deformaciones angulares ε_{xy} presentan valores considerablemente menores comparados con los laminados de fibra de vidrio, además de que no se presentan zonas con gran concentración de deformaciones, contrario a lo que sucedió con el laminado de fibra de vidrio unidireccional, esto se debe a la buena resistencia a la fatiga de la aleación de aluminio que impide la formación de grietas alrededor del agujero en las capas de fibra de vidrio.

Para la segunda prueba, se aplicó un esfuerzo remoto de 200 MPa para el mapeo de deformaciones (figura 60). Al igual que la prueba anterior las zonas de máxima concentración de deformaciones en la dirección ε_y se encuentran en la misma región con daño por delaminación. Los especímenes con 1 000 000 y 750 000 ciclos presentan una deformación ε_y de 2.05% y 1.8%, respectivamente. Para ambas pruebas se puede decir que prácticamente la magnitud de las deformaciones aumenta con el daño acumulado por fatiga. En ambas pruebas no se presentaron grandes deformaciones en dirección ε_x para este tipo de laminado.

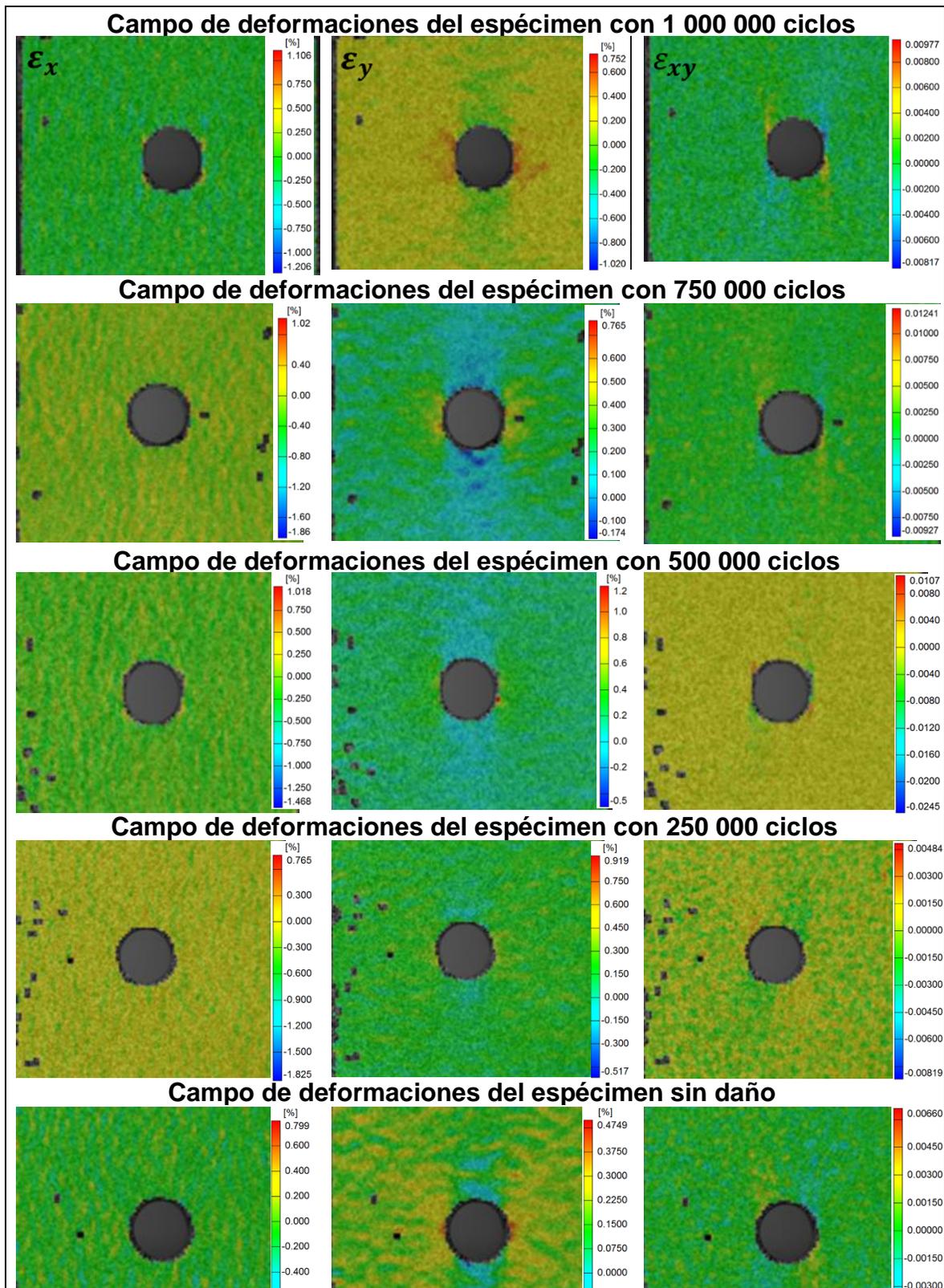


Figura 59. Campos de deformaciones de los LFM unidireccionales a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 100 MPA a lo largo de la dirección vertical.

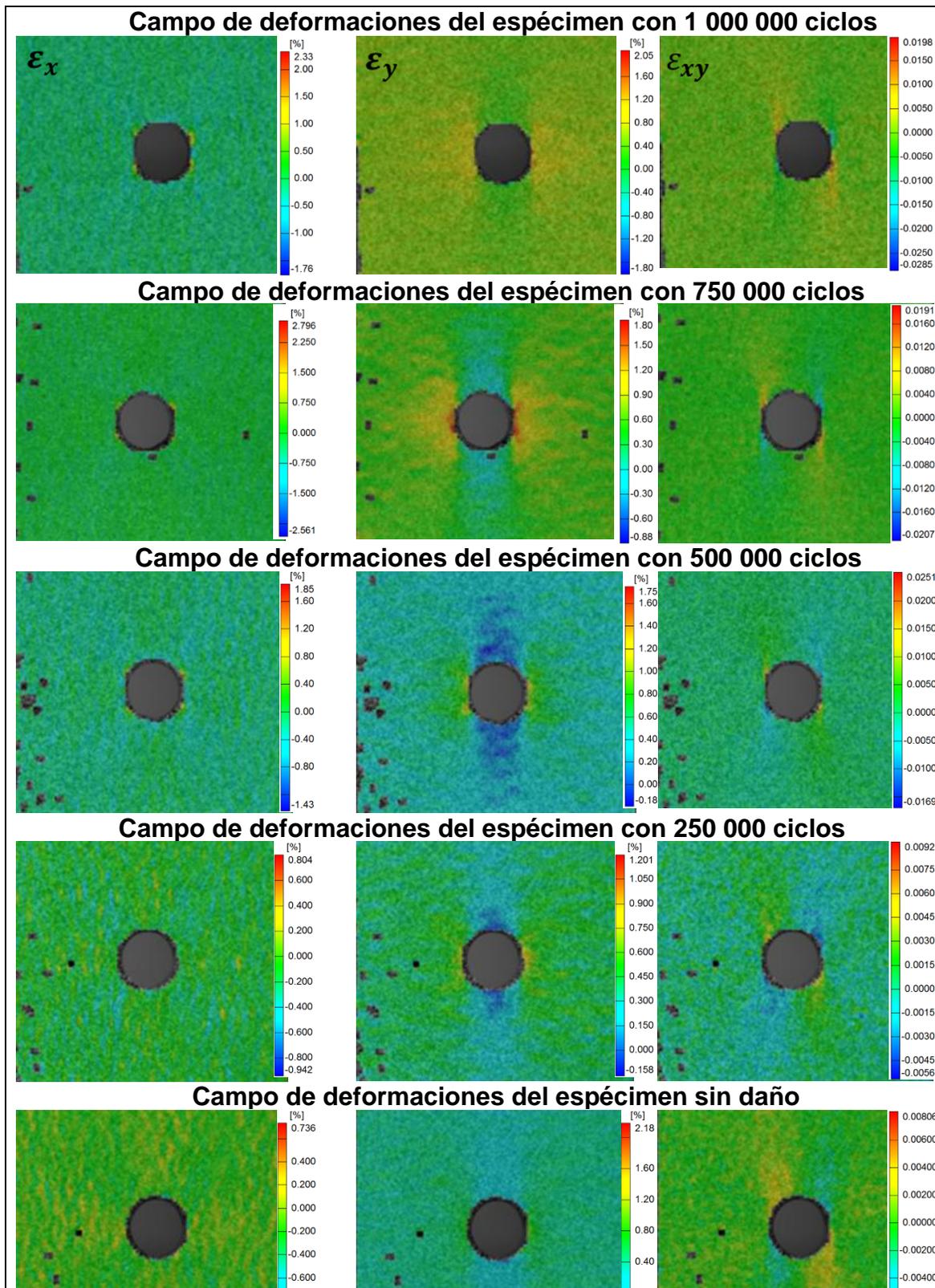


Figura 60. Campos de deformaciones de los LFM unidireccionales a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 200 MPA a lo largo de la dirección vertical.

5.4.2.2. Laminado Fibra-Metal multidireccional

Las pruebas de tensión aplicados a los laminados fibra-metal multidireccional han dejado expuesto el gran daño por fatiga que estos especímenes poseen, ya que en todos las probetas con daño previo (a excepción del espécimen sin daño) presentan grandes zonas de concentración de deformaciones. En las Figuras 61 y 62 se presenta el campo de deformaciones de todos los especímenes y se puede apreciar que en las dos pruebas, existen grandes deformaciones en las direcciones ε_x y ε_y , así como también se presentan grandes deformaciones angulares ε_{xy} .

Al igual que en el LFM unidireccional, en las zonas con daño por delaminación se presentan las zonas con gran concentración de deformaciones, aunque en este tipo de laminado estas zonas son más grandes y su tamaño aumenta con el daño acumulado por fatiga. En el espécimen con 1 000 000 de ciclos se presentan grandes deformaciones en la dirección ε_x , la ubicación de dichas zonas es similar a la zona con deformaciones angulares. La deformación en ε_y tiene un valor máximo de 3.15% y para la prueba con 200 MPa aumenta a un 7.95%; para el espécimen con 750 000 ciclos se presenta una deformación ε_y con una valor de 1.83% y aumenta a 5.58%. Las deformaciones angulares ε_{xy} son mucho mayores que las que se presentaron en el LFM unidireccional, el espécimen con 1 000 000 de ciclos presenta deformaciones angulares de 5.45% y 10.4% para las pruebas con 100 y 200 MPa de esfuerzo remoto, respectivamente. Por lo que se puede decir que para las deformaciones ε_y y ε_{xy} la magnitud de las deformaciones aumenta casi el doble cuando el esfuerzo remoto aplicado aumenta de 100 a 200 MPa. Por los resultados obtenidos con las pruebas de tensión se puede verificar que el LFM multidireccional es bastante sensible al daño acumulado por fatiga, ya que provoca un gran daño por delaminación y esto en consecuencia también induce a que se originen grandes zonas de concentración de deformaciones que pueden llevar a la inminente falla del espécimen.

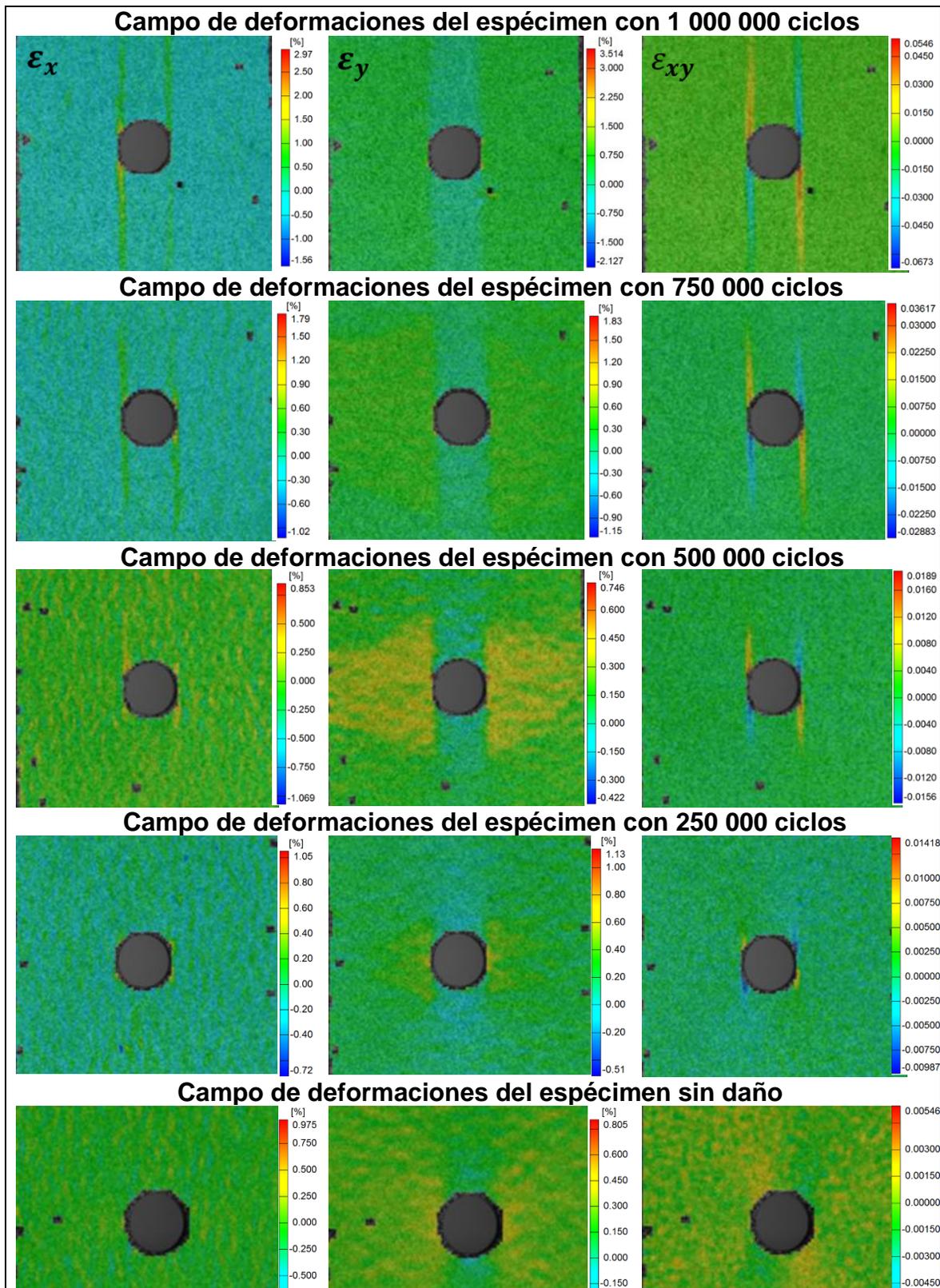
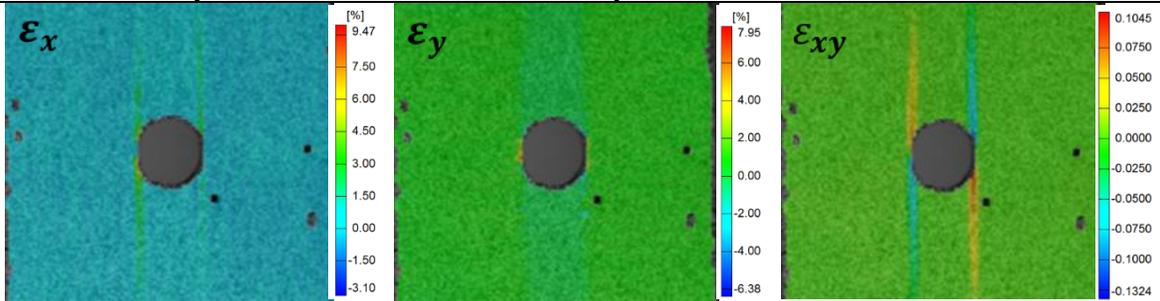
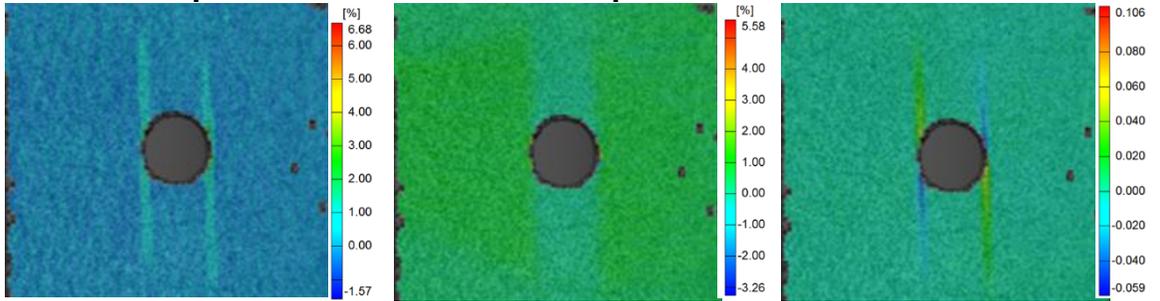


Figura 61. Campos de deformaciones de los LFM multidireccionales a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 100 MPA a lo largo de la dirección vertical.

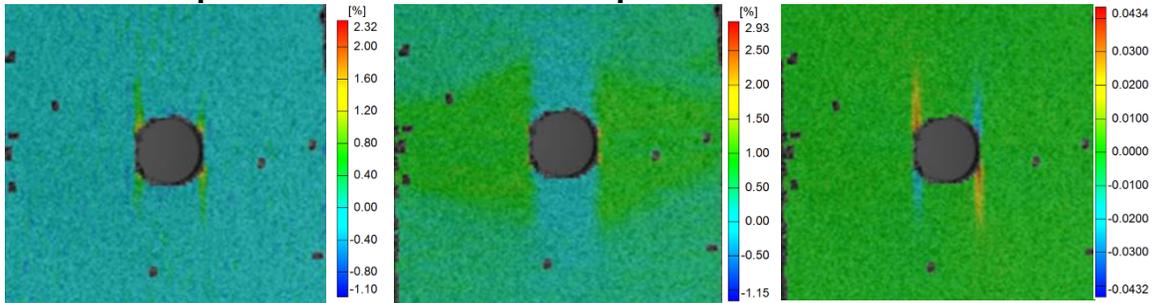
Campo de deformaciones del espécimen con 1 000 000 ciclos



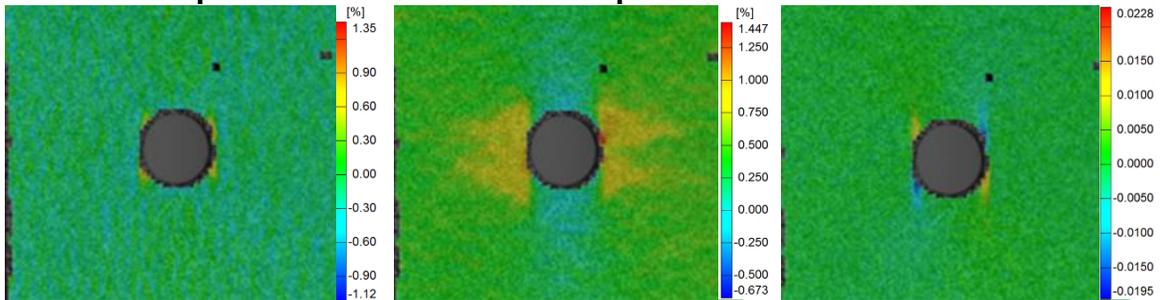
Campo de deformaciones del espécimen con 750 000 ciclos



Campo de deformaciones del espécimen con 500 000 ciclos



Campo de deformaciones del espécimen con 250 000 ciclos



Campo de deformaciones del espécimen sin daño

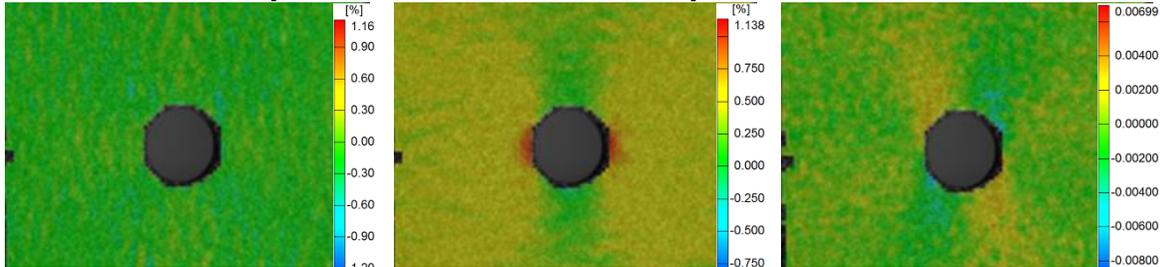


Figura 62. Campos de deformaciones de los LFM multidireccionales a diferentes niveles de daño. El esfuerzo remoto aplicado es de 200 MPA a lo largo de la dirección vertical.

5.5. COMPARACIÓN DE LOS RESULTADOS EXPERIMENTALES CON LA MODELACIÓN DE ELEMENTO FINITO

5.5.1. Laminados de Fibra de vidrio-resina epóxica

5.5.1.1. Laminado Fibra de vidrio unidireccional

La Figura 63 muestra los campos de esfuerzos y deformaciones obtenidos mediante el análisis de elemento finito de un espécimen de fibra de vidrio unidireccional, al cual se aplicó un esfuerzo de 100 MPa. Se muestran los esfuerzos S_x en dirección de aplicación de la carga, los esfuerzos S_y en dirección perpendicular a la aplicación de la carga, y los esfuerzos cortantes S_{xy} . Los campos de deformación en la dirección de aplicación de la carga concuerdan con los campos de deformación obtenidos de la medición experimental; lo mismo sucede con los campos de deformación angulares. En la Figura 64 se presentan los esfuerzos para cada una de las láminas del espécimen, se observa como justo en el borde del agujero (sección en rojo) se encuentra la máxima concentración de esfuerzos, este comportamiento es el mismo para las 8 láminas que conforman el laminado.

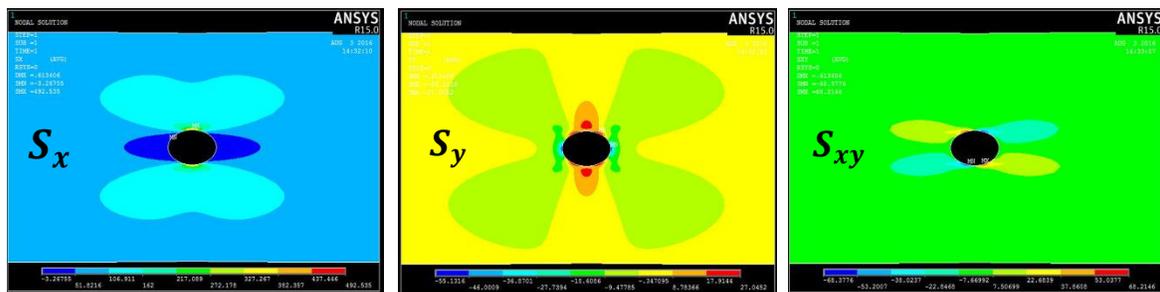


Figura 63. Campos de deformación y esfuerzos del análisis de elemento finito para el espécimen de fibra de vidrio unidireccional.

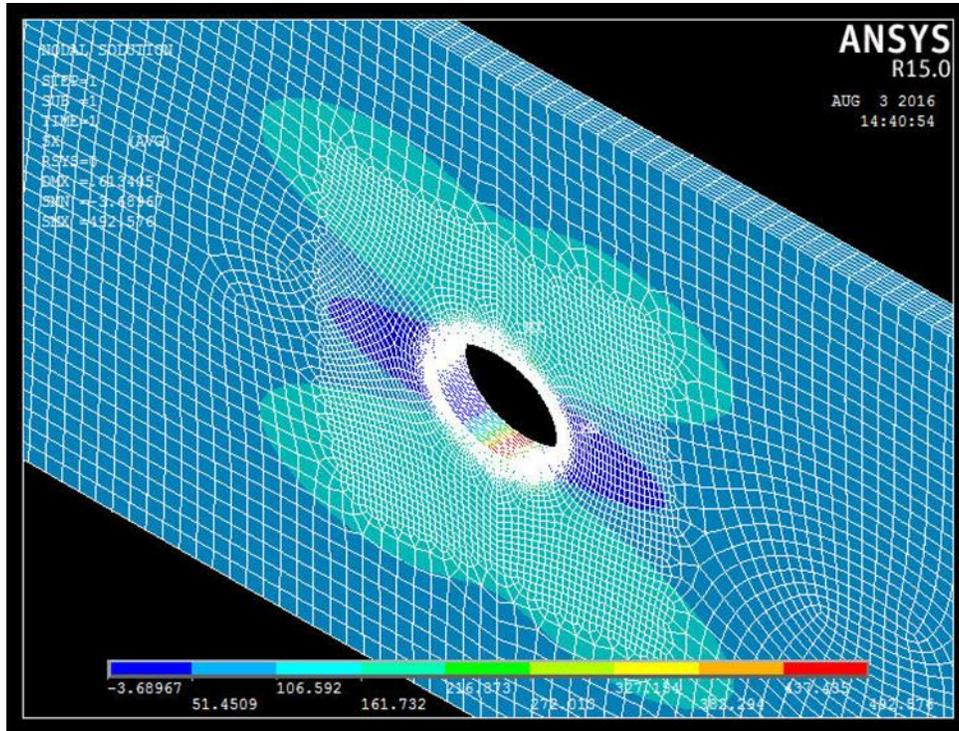


Figura 64. Distribución de esfuerzos presente en el borde del agujero del espécimen de fibra de vidrio unidireccional.

El perfil de distribución de esfuerzos enfrente del agujero obtenido del análisis de elemento finito se muestra en la Figura 65; el esfuerzo normal S_x tiene una magnitud máxima de 492 MPa justo en el borde del orificio y disminuye drásticamente después de alejarse un par de milímetros hasta 147 MPa, el valor del esfuerzo del esfuerzo en los últimos milímetros de la gráfica coincide con el esfuerzo remoto aplicado de 100 MPa. Los esfuerzos S_y tienen un valor máximo de 25 MPa, mientras que los esfuerzos cortantes S_{xy} enfrente del agujero son prácticamente cero.

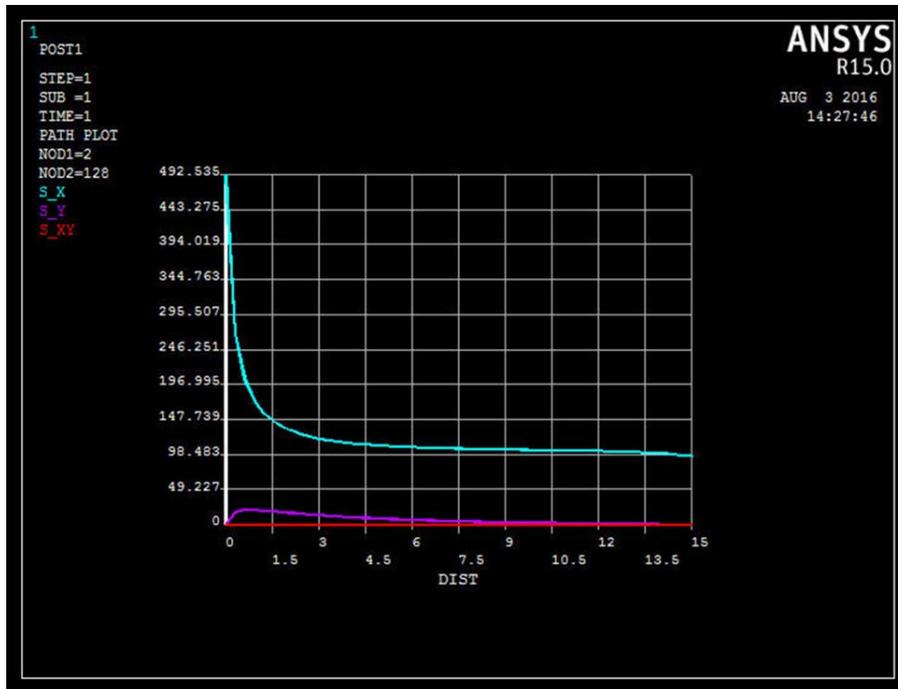


Figura 65. Perfiles de esfuerzo obtenido del análisis de elemento finito del espécimen de fibra de vidrio unidireccional.

5.5.1.2. Laminado Fibra de vidrio multidireccional

Los resultados de la simulación de elemento finito para el espécimen de fibra de vidrio multidireccional se muestran a continuación. En la Figura 66a y 66b se presentan los campos de esfuerzos y deformaciones S_x para las láminas uno y dos respectivamente, el esfuerzo remoto aplicado fue de 100 MPa. Para la lámina 1 se presentan deformaciones considerables así como la magnitud del esfuerzo máximo es 657 MPa y se presenta en el borde del orificio. Para la lámina 2 se tiene un esfuerzo máximo de 171 MPa. En la Figura 67 se muestran los esfuerzos S_x (dirección de aplicación de la carga) a los que están sometidos todas las láminas, aprecia como las láminas orientadas a 0° (unidireccionales) están sometidas a esfuerzos más grandes mientras que las láminas orientadas a 90° están sometidas a esfuerzos mucho menores; esto se debe a las láminas presentan una diferente rigidez dependiendo de la dirección en que se encuentren apiladas. Las láminas

unidireccionales tienen una mayor rigidez y es por eso que están sometidas a esfuerzos de mayor magnitud.



Figura 66. Campos de deformaciones y esfuerzos (S_x), a) Lámina 1, b) Lámina 2.

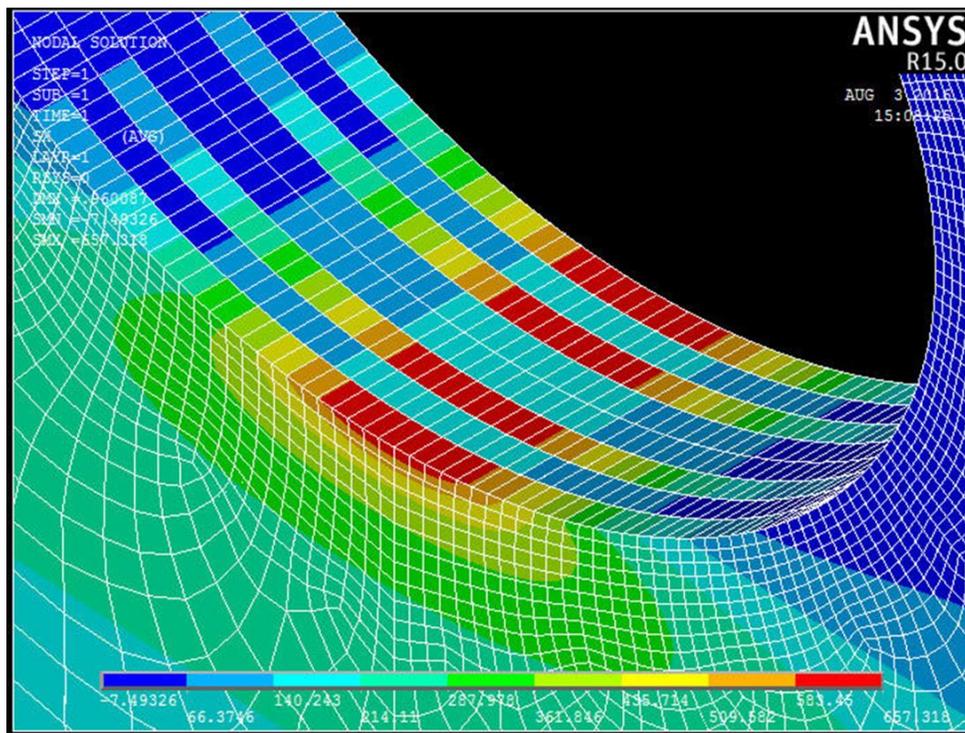


Figura 67. Distribución de esfuerzos presente en el borde del agujero del espécimen de fibra de vidrio multidireccional.

Los perfiles de esfuerzo S_x , S_y y cortante S_{xy} se muestran en la Figura 68. El esfuerzo máximo presente en el borde del agujero tiene una magnitud de 657 MPa,

este esfuerzo es mayor que el esfuerzo máximo presente en la modelación del espécimen unidireccional, a una distancia de 3 mm del borde del orificio, el esfuerzo disminuye a 197 MPa; en el borde del espécimen se tiene un esfuerzo aproximado de 131 MPa, este resultado difiere del espécimen unidireccional el cual presenta la magnitud del esfuerzo remoto aplicado.

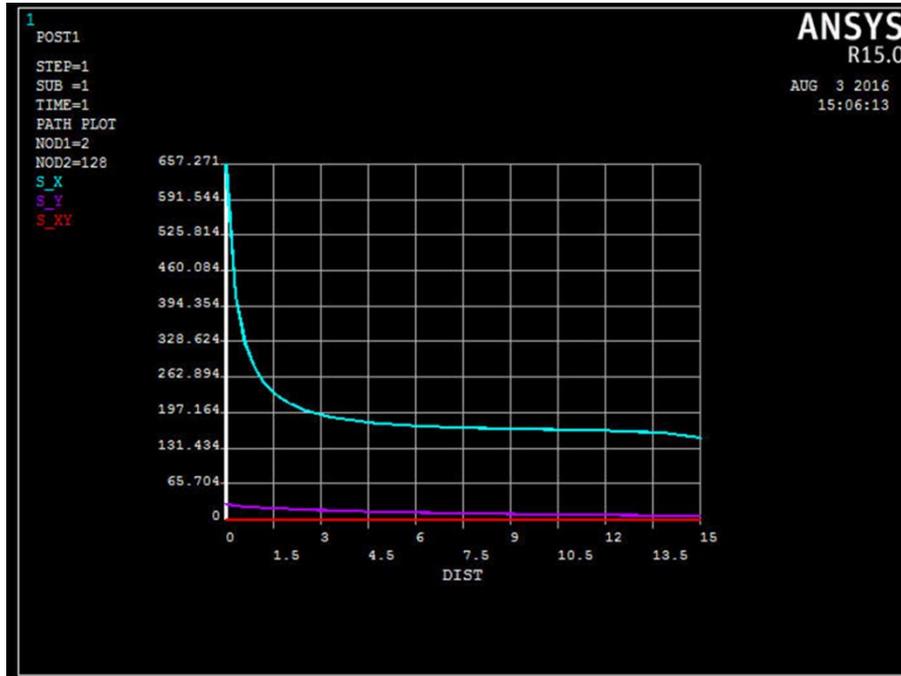


Figura 68. Perfiles de esfuerzo obtenido del análisis de elemento finito del espécimen de fibra de vidrio multidireccional.

5.5.2. Laminados Fibra-Metal

5.5.2.1. Laminado Fibra-Metal unidireccional

Los campos de esfuerzos y deformaciones obtenidos del análisis de elemento finito para la lámina uno (fibra de vidrio unidireccional) se muestra en la Figura 69. Al igual que en los resultados obtenidos de los especímenes de fibra de vidrio, la máxima concentración de esfuerzos S_x se presenta justo en el borde del agujero y tiene una magnitud de 300 MPa; aunque como se puede observar en la Figura 70, las dos láminas de aluminio están sometidas a esfuerzos S_x mucho mayores, con una magnitud de 487 MP, esto se debe a que las láminas de aluminio tienen una mayor

rigidez en comparación con las capas de fibra de vidrio, es por eso que las capas de aluminio sufren esfuerzos de tensión más altos que los esfuerzos presentes en el laminado.

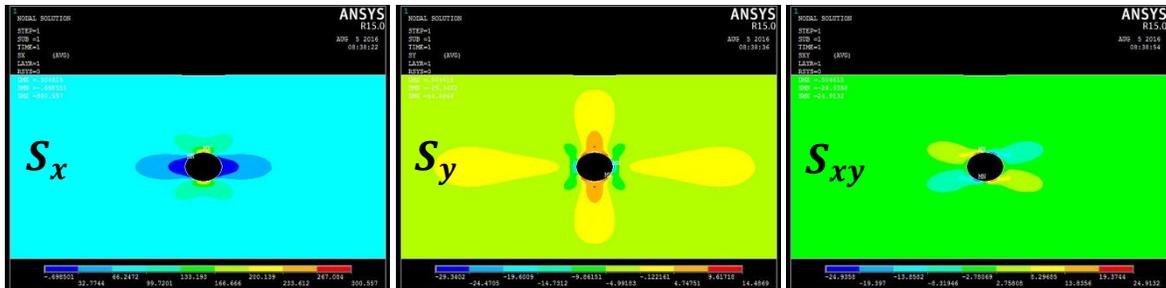


Figura 69. Campos de deformaciones y esfuerzos del análisis de elemento finito para el LFM unidireccional.

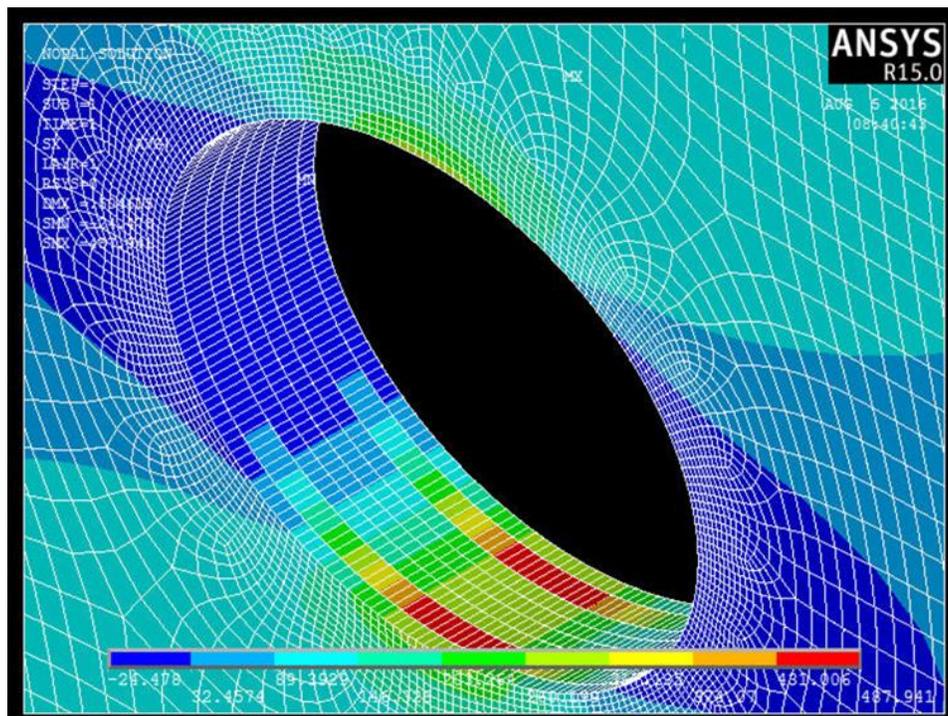


Figura 70. Distribución de esfuerzos presente en el borde del agujero del espécimen LFM unidireccional.

Los perfiles de esfuerzo S_x , S_y y cortante S_{xy} para la lámina 1 de fibra de vidrio unidireccional se muestran en la Figura 71. El esfuerzo máximo presente en el borde del agujero tiene una magnitud de 300 MPa, como se comentó anteriormente, dicho esfuerzo es menor que el esfuerzo máximo presente en las láminas de aluminio; a una distancia de 3 mm del borde del orificio, el esfuerzo disminuye a 88 MPa, que es menor al esfuerzo remoto aplicado de 100 MPa. En el borde del espécimen se

tiene un esfuerzo aproximado de 75 MPa. El esfuerzo S_y y el esfuerzo cortante S_{xy} prácticamente se mantienen en cero.

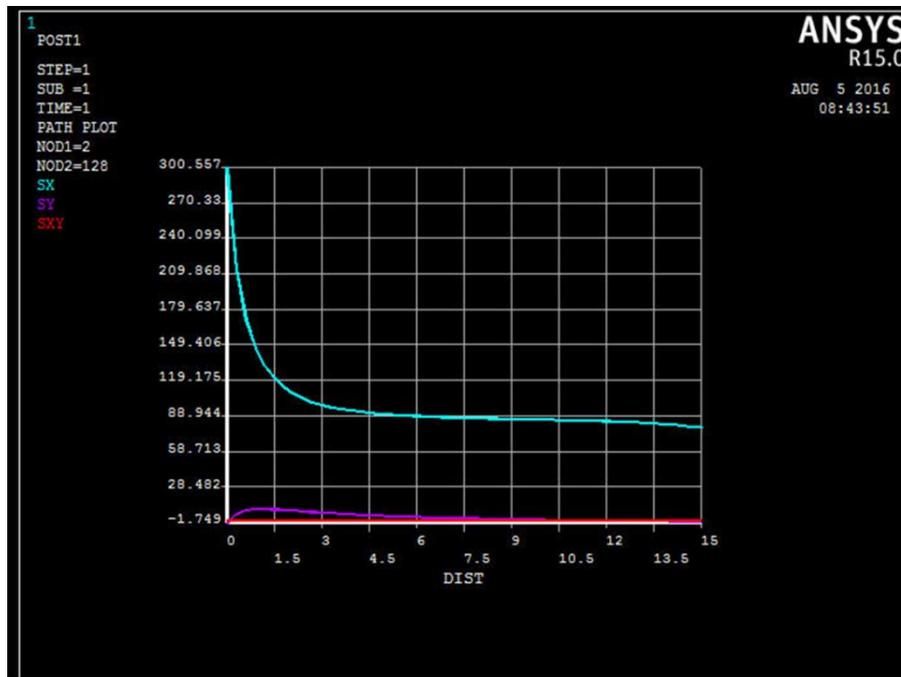


Figura 71. Perfiles de esfuerzo obtenido del análisis de elemento finito del espécimen LFM para la lámina de fibra de vidrio unidireccional.

5.5.2.2. Laminado Fibra-Metal multidireccional

La Figura 72 presenta los campos de deformaciones y esfuerzos S_x , S_y y esfuerzos cortantes S_{xy} de la modelación por el método de elemento finito de un espécimen LFM multidireccional sometido a un esfuerzo remoto de 100 MPa para la lámina 1 (fibra de vidrio unidireccional), la magnitud del esfuerzo máximo S_x es de 329 MPa.

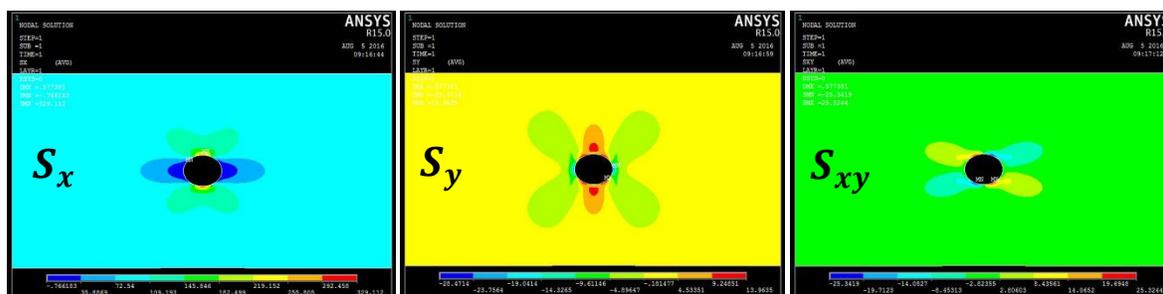


Figura 72. Campos de deformaciones y esfuerzos del análisis de elemento finito para el LFM multidireccional.

En la figura 73 se muestra como las láminas de aluminio están sometidas a un esfuerzo S_x de 541 MPa, se presenta el mismo tipo de comportamiento que exhibió el espécimen LFM unidireccional en el que las láminas de aluminio están sometidos a mayores esfuerzos debido a que el aluminio presenta una mayor rigidez que la fibra de vidrio. Un fenómeno similar ocurre con las dos láminas de fibra de vidrio (Figura 74b) orientadas a 90° , ya que presentan la menor rigidez de todo el laminado y en consecuencia están sometidos a esfuerzos mucho menores, con una magnitud de 83 MPa.

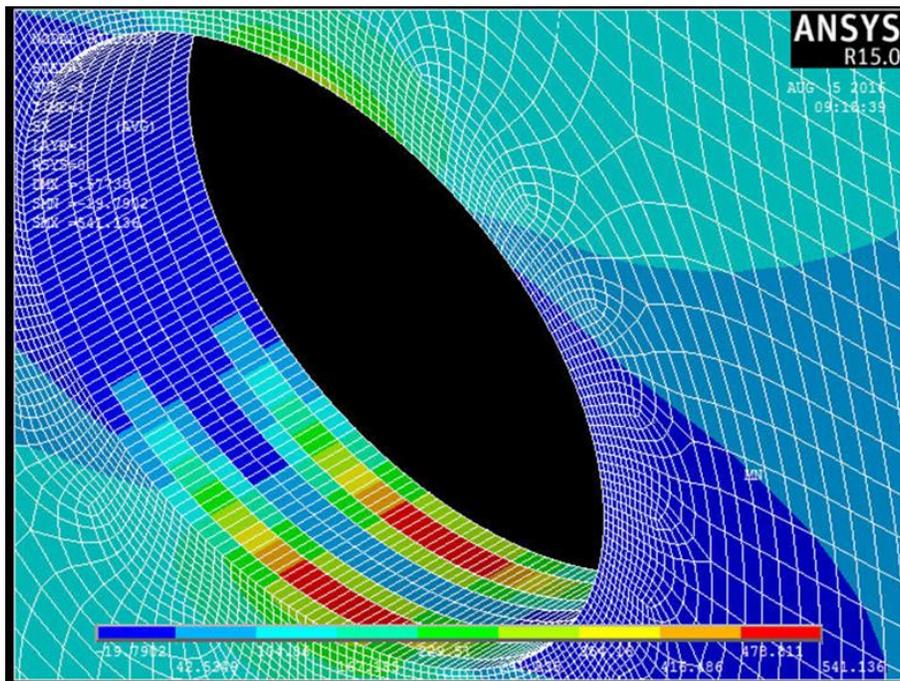


Figura 73. Distribución de esfuerzos presente en el borde del agujero del espécimen LFM multidireccional.

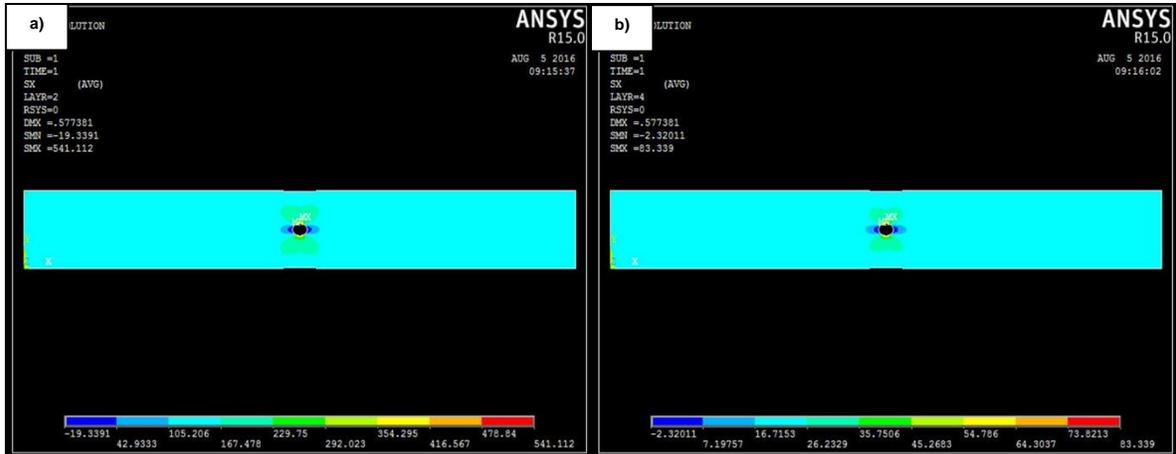


Figura 74. Campos de deformaciones y esfuerzos S_x , a) Lámina 2 (aluminio), b) Lámina 4 (90°).

En la Figura 75 se muestran los perfiles de esfuerzo S_x , S_y y cortante S_{xy} para la lámina 1 de fibra de vidrio unidireccional. El esfuerzo máximo presente en el borde del agujero tiene una magnitud de 329 MPa; a una distancia de 3 mm del borde del orificio, el esfuerzo disminuye a 98 MPa, que es menor al esfuerzo remoto aplicado de 100 MPa. En el borde del espécimen se tiene un esfuerzo aproximado de 90 MPa. El esfuerzo S_y y el esfuerzo cortante S_{xy} prácticamente se mantienen en cero.

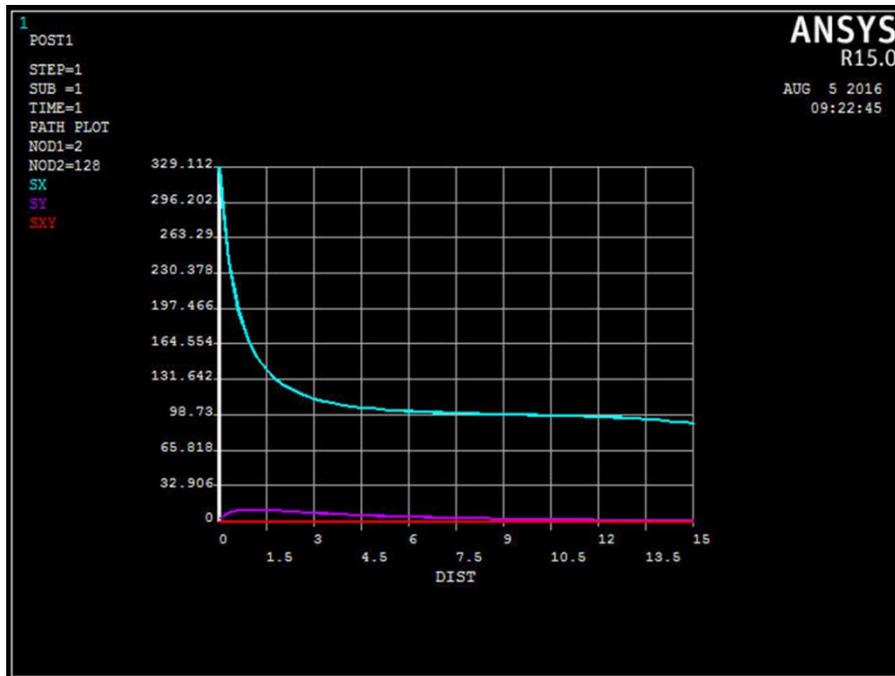


Figura 75. Perfiles de esfuerzo obtenido del análisis de elemento finito del espécimen LFM para la capa de vidrio multidireccional.

5.6. DETERMINACIÓN DE LA DISTRIBUCIÓN DE ESFUERZOS

5.6.1.1. Laminado Fibra de vidrio unidireccional

En la Figura 76 se presenta la distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en frente del agujero para un esfuerzo remoto aplicado de 100 MPa de cada uno de los especímenes así como la curva de esfuerzo de “Lekhnitskii” calculada de manera analítica a partir de la ecuación (35), también se presenta la curva obtenida de la modelación de elemento finito. Las curvas de esfuerzo para los especímenes con diferentes niveles de daño acumulado se calcularon a partir de las mediciones experimentales, para lo cual se exportan los datos del software ARAMIS en el que se crea una línea en la sección media del espécimen que va desde el borde del agujero al borde la probeta, una vez obtenidos estos datos se introducen en la ecuación (35).

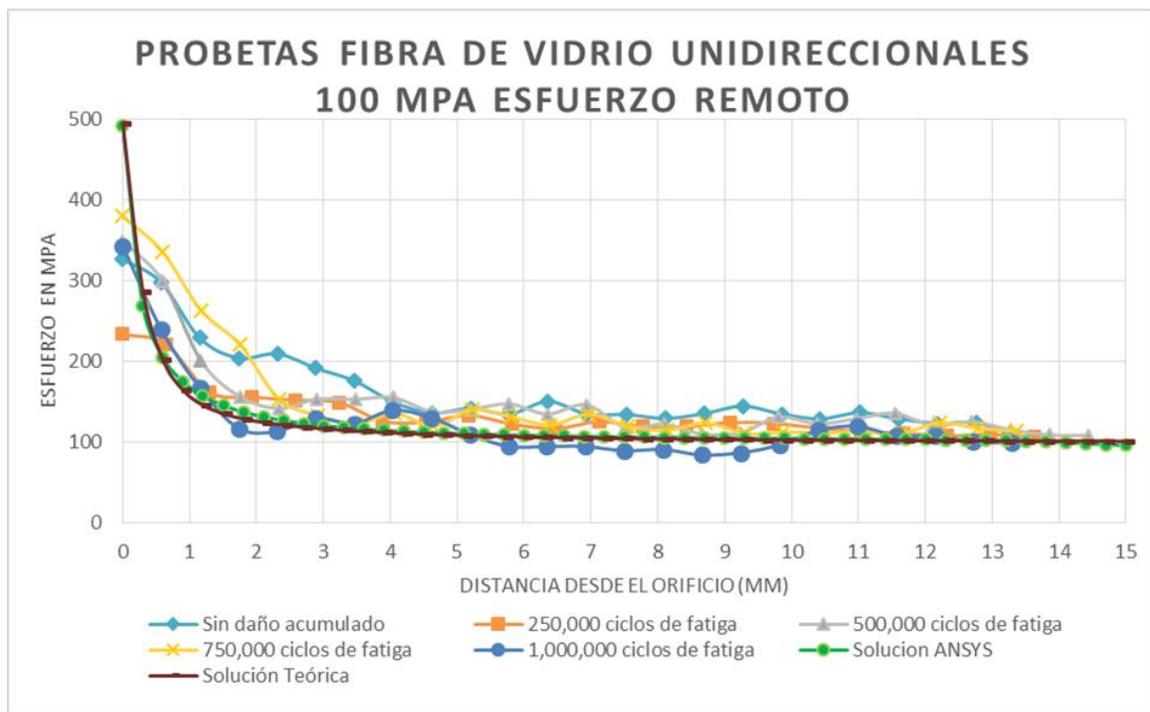


Figura 76. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en especímenes unidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 100 MPa.

Como ya ha señalado larve et al. [11] y Caminero et al. [20] deformaciones de magnitud considerable generan daño localizado cerca del borde del agujero, lo que provoca la redistribución del esfuerzo; este hecho explica la diferencia entre la solución numérica y de elemento finito comparada con las mediciones obtenidas mediante la correlación de imágenes digitales; ya que tanto la solución teórica como la de elemento finito no toman en cuenta el daño generado por fatiga. Se puede observar en la gráfica como los especímenes con 500,000 y 750,000 ciclos comparadas con los demás, presentan un elevado nivel de esfuerzo justo en el borde del agujero y en el espécimen con 1,000,000 de ciclos se presenta una caída en el esfuerzo máximo, y es que este espécimen ya presenta un agrietamiento de la matriz bastante considerable en los lados del borde del agujero, esto se observa en la Figura 77, por lo que se genera una redistribución de esfuerzo generada debido a este tipo de daño.

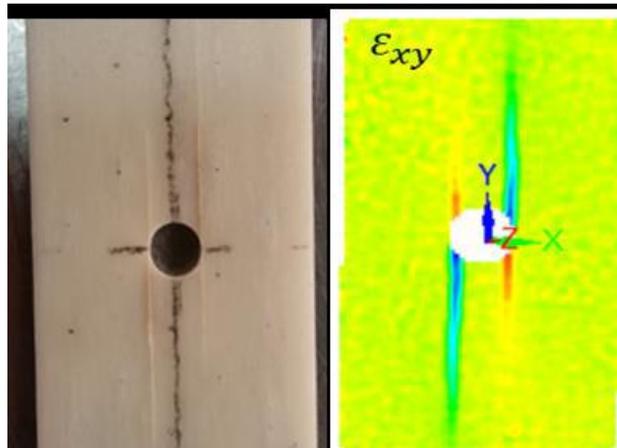


Figura 77. Agrietamiento de la matriz provocado por deformaciones angulares en espécimen unidireccional con un millón de ciclos de fatiga.

El perfil de esfuerzo del espécimen sin daño previo presenta una magnitud de esfuerzo mayor en el borde del orificio que el espécimen con 250,000 ciclos de fatiga. Así como también se puede observar como el perfil de esfuerzo obtenido de la solución analítica se ajusta bastante bien a la curva de la modelación de elemento finito, pero estas dos difieren de manera considerable del perfil de esfuerzo del espécimen sin daño previo, aunque hay que decir que a pesar de que no se presentan magnitudes de esfuerzo semejante, si se presenta el mismo

comportamiento. Esto puede deberse a las consideraciones que se establecieron dentro de la simulación como considerar que los materiales son ortotrópicos homogéneos con un comportamiento lineal y con una unión perfecta en todas las capas, además de que experimentalmente también puede haber una pequeña dispersión de datos obtenidos del software ya sea por la definición de la cámara digital, el tamaño de las facetas que son utilizadas para calcular los desplazamientos entre los puntos aleatorios y la no homogeneidad del material unidireccional .

Los perfiles de esfuerzo $\sigma_y(x, 0)$ para la segunda prueba de tensión con un esfuerzo remoto aplicado de 200 MPa se presentan en la Figura 78. Las curvas de esfuerzo se comportan de manera similar a las curvas de esfuerzo de la prueba con 100 MPa de esfuerzo remoto aplicado. Los especímenes con 750,000 y 1,000,000 de ciclos presentan un esfuerzo máximo de 520 MPa, el espécimen con 500,000 ciclos presenta un esfuerzo máximo de aproximadamente 700 MPa que se encuentra muy por arriba del esfuerzo remoto aplicado de 200 MPa. El espécimen sin daño presenta prácticamente el mismo nivel de esfuerzo máximo que los especímenes con mayor número de ciclos de fatiga, y al igual que en la prueba anterior también se difiere de manera considerable que la magnitud de esfuerzo obtenida de manera teórica y de elemento finito aunque se presenta el mismo tipo de comportamiento entre el perfil de esfuerzo obtenido teóricamente con los perfiles de esfuerzo obtenidos de manera experimental.

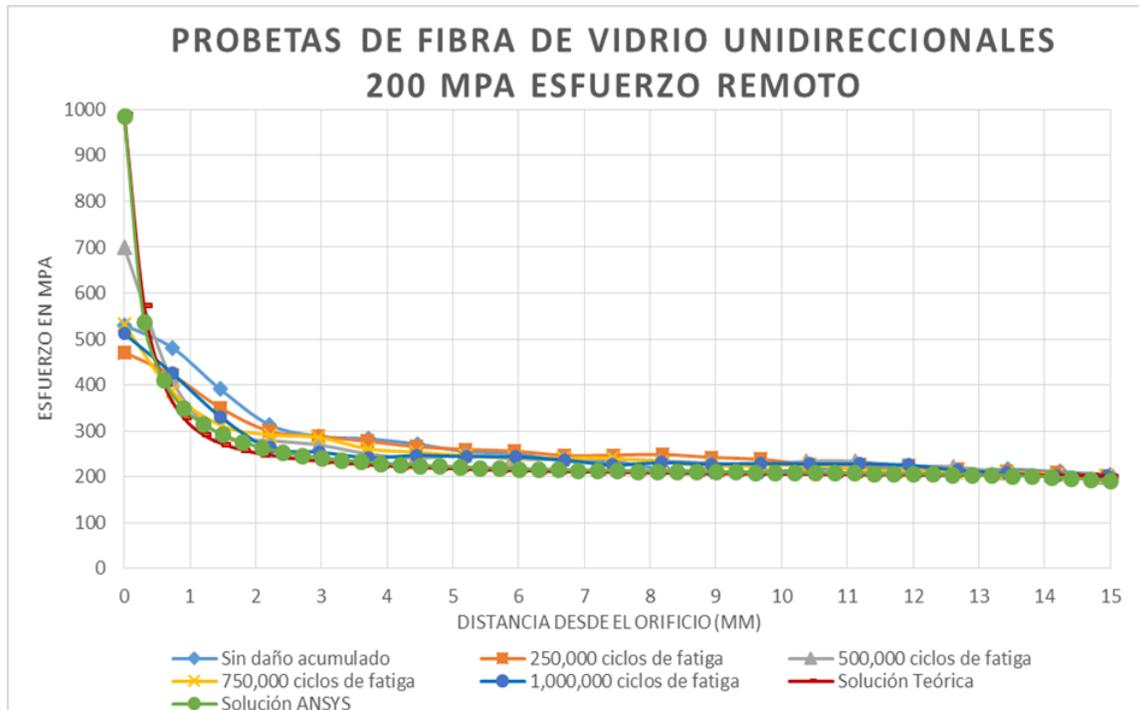


Figura 78. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en especímenes unidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 200 MPa.

5.6.1.2. Laminado Fibra de vidrio multidireccional

Este tipo de especímenes presentaron una distribución de esfuerzos más uniforme para cada nivel de daño acumulado, ya que casi todas las probetas presentaron un esfuerzo máximo en el borde del agujero que está dentro de un rango mínimo de 300 MPa y una máximo de 350 MPa. Sólo la probeta con 250,000 ciclos de fatiga alcanza un nivel de esfuerzo mayor. Las probetas con 500,000 y 750,000 ciclos de fatiga prácticamente presentan el mismo nivel de esfuerzo en el borde del agujero. El espécimen con 1,000,000 de ciclos de fatiga presenta una disminución en el valor de esfuerzo en el borde del agujero y se puede decir que es debido a la redistribución del esfuerzos que el daño acumulado provoca, ésta redistribución de esfuerzos se puede corroborar también en el espécimen con 250,000 ciclos de fatiga que presenta el esfuerzo más alto con una magnitud de 355 MPa en el borde del agujero y conforme aumenta el número de ciclos de fatiga en los demás especímenes la magnitud del esfuerzo en el borde del orificio disminuye. En la figura 79 se presenta la distribución de esfuerzos calculada a partir de las mediciones de deformaciones obtenidas experimentalmente.

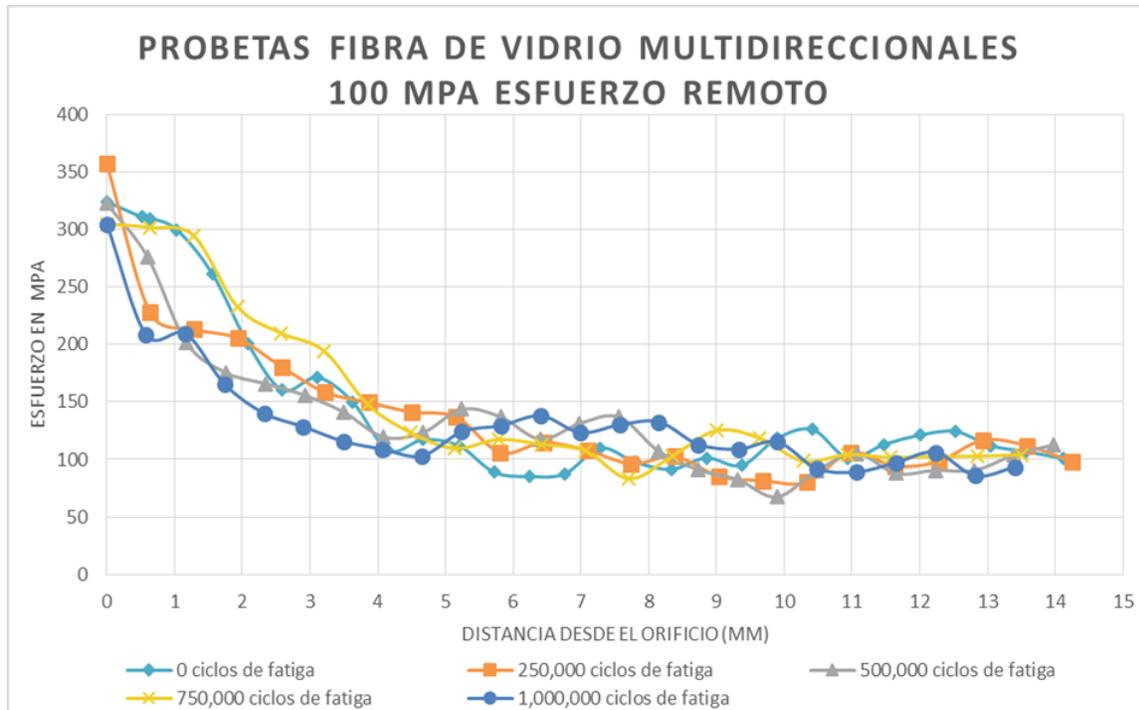


Figura 79. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en especímenes multidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 100 MPa.

En la Figura 80 se presenta la distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en frente del agujero para la segunda prueba de tensión con un esfuerzo remoto aplicado de 200 MPa de cada uno de los especímenes. Se mantiene el mismo comportamiento que el de prueba con un esfuerzo remoto aplicado de 100 MPa ya que los especímenes con 750,000 y 500,000 ciclos de fatiga presentan los mayores esfuerzos en el borde del agujero con una magnitud aproximada de 520 y 500 MPa respectivamente. Mientras que los especímenes con 1,000,000 y 250,000 ciclos presentan una menor magnitud de esfuerzo máximo en el borde del agujero. Como ya se ha comentado anteriormente, por simple inspección visual y con los resultados de las pruebas del mapeo del campo de deformaciones, todas las probetas del laminado multidireccional no presentaron algún tipo de daño considerable, como el agrietamiento de la matriz que se desarrolló en las probetas unidireccionales. Este tipo de comportamiento es similar a las observaciones hechas por O'Higgins [12] para las probetas de fibra de vidrio multidireccionales $[90^\circ/0^\circ]_{2s}$ con concentrador de esfuerzos, dichas probetas presentaron un agrietamiento de la matriz menor que los demás especímenes que tenían una secuencia de apilado diferente; este

comportamiento se atribuye a la reducción del agrietamiento de la matriz en las láminas a 90° , ya que proporcionan una mayor resistencia a la iniciación y posterior crecimiento de grietas en las láminas adyacentes orientadas a 0° .

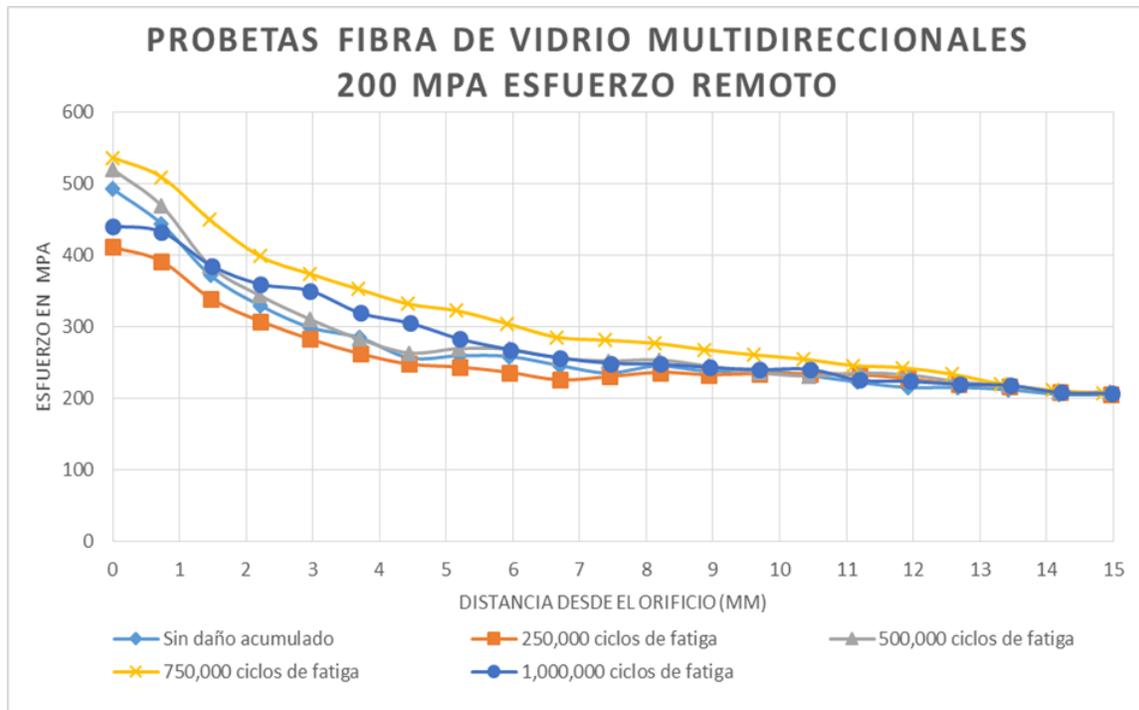


Figura 80. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en especímenes multidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 200 MPa.

5.6.1.3. Laminado Fibra de vidrio tejida

Las probetas de material tejido o *woven* también presentaron un comportamiento similar al de las probetas multidireccionales, ya que todas las probetas tienen un esfuerzo máximo que va casi desde las 200 MPa a las 300 MPa; con la diferencia de que en estos especímenes todos los especímenes estuvieron muy cerca de obtener el mismo nivel de esfuerzo máximo en el borde del agujero. Como se mencionó en el capítulo anterior, por simple inspección visual no se observa daño considerable, pero es probable que exista agrietamiento de la matriz y que sólo se puede percibir mediante un microscopio. En la Figura 81 y 82 se observa la distribución de esfuerzos de los especímenes con diferentes niveles de daño para un esfuerzo remoto de 100 y 120 MPa respectivamente. La distribución de esfuerzos

es muy similar en todos los especímenes, aunque existen pequeñas perturbaciones en los perfiles de esfuerzo y que pueden ser debidas a los diminutos espacios en los que solo hay resina en la celda unitaria del material tejido y que por ello pueden existir mayores deformaciones al no haber el material de refuerzo como lo es la fibra. El mayor esfuerzo obtenido en el borde del agujero es el que se presenta en el espécimen con 1,000,000 de ciclos de fatiga.

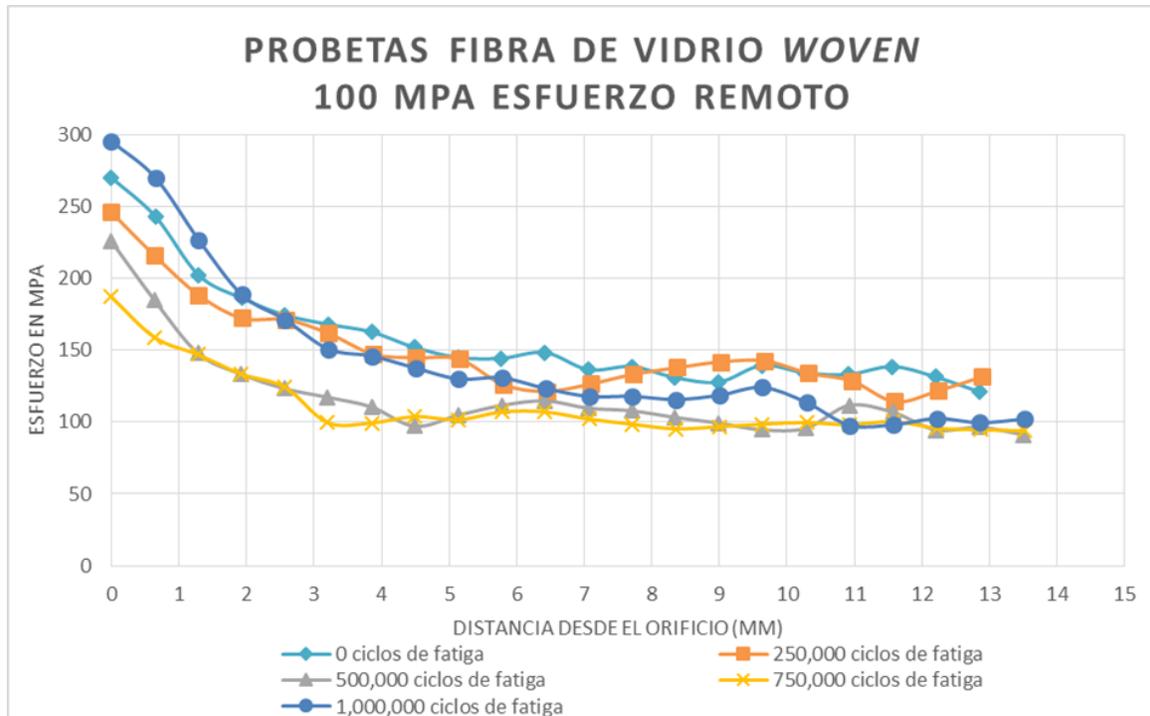


Figura 81. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en las probetas de material tejido (woven) con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 100 MPa.

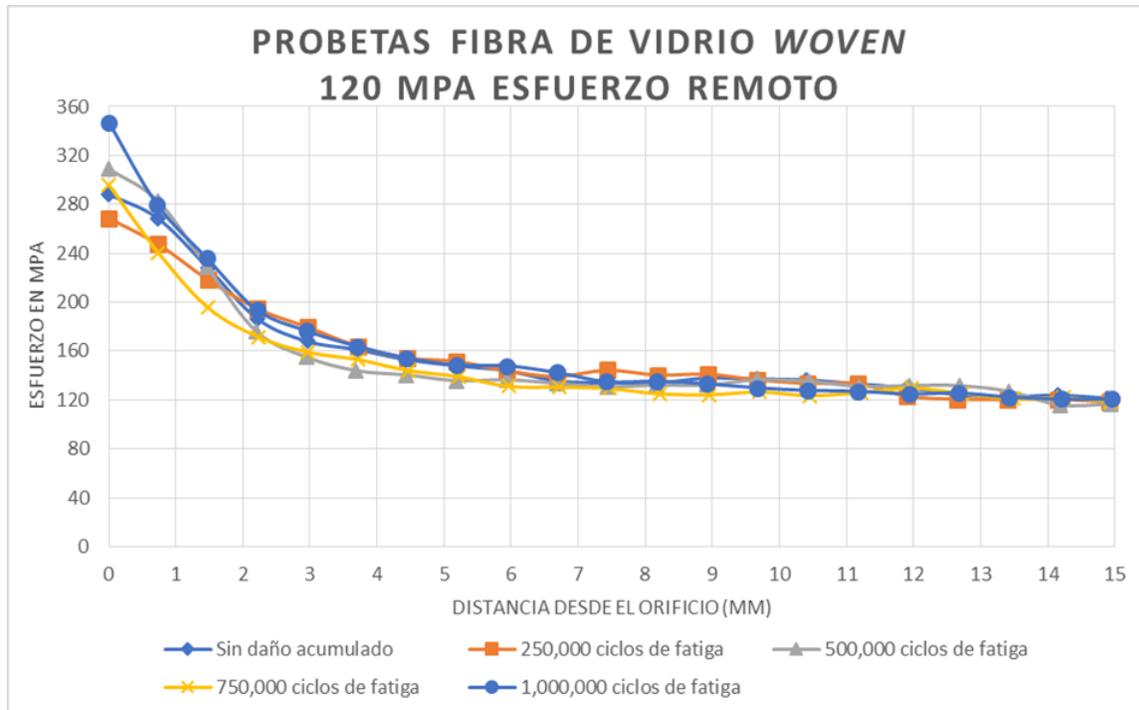


Figura 82. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en las probetas de material tejido (woven) con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 120 MPa.

5.6.1.4. Laminado Fibra-Metal unidireccional

En la figura 83 se presenta la distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en frente del agujero para un esfuerzo remoto aplicado de 100 MPa de cada uno de los especímenes LFM unidireccionales, también se presenta la curva obtenida de la modelación de elemento finito. El espécimen con 500,000 ciclos presenta el nivel de esfuerzo más alto con una magnitud aproximada de 310 MPa; posteriormente le siguen los especímenes con 1,000,000 y con 750,000 ciclos con esfuerzos máximos de 300 y 250 MPa respectivamente, estos resultados ponen de manifiesto que también para este tipo de laminados se presenta una redistribución de esfuerzos provocado por el daño acumulado por fatiga. El espécimen con 250,000 ciclos de fatiga y el espécimen sin daño acumulado presentan esfuerzos considerablemente menores. Se puede observar también como la curva obtenida de la modelación de elemento finito está dentro del rango de esfuerzos de todos los especímenes con una magnitud de 300 MPa aunque la curva no se ajusta a la del espécimen sin daño acumulado si presenta el mismo tipo de comportamiento, estos resultados deben

ser provocados al igual que ocurre en la modelación del espécimen de fibra de vidrio unidireccional debido a las consideraciones que fueron establecidas en la simulación.

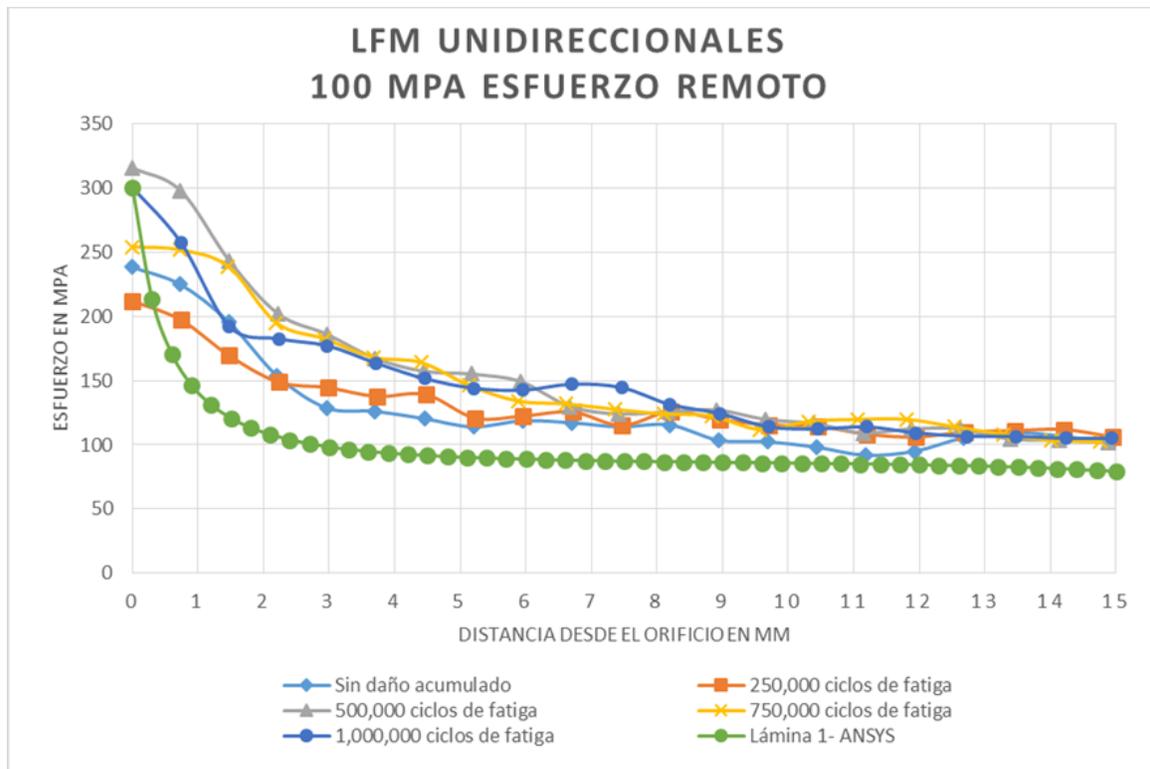


Figura 83. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en LFM unidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 100 MPa.

Para la segunda prueba de tensión se obtuvieron los perfiles de esfuerzo que se muestran en la Figura 84, con un esfuerzo remoto aplicado de 200 MPa. Las curvas de esfuerzo se comportan de manera similar a las curvas de esfuerzo de la prueba con 100 MPa de esfuerzo remoto aplicado. Los especímenes con 750,000 y 500,000 ciclos presentan prácticamente el mismo esfuerzo máximo con una magnitud aproximada de 640 MPa, el espécimen con 1,000,000 de ciclos presenta un esfuerzo máximo de aproximadamente 600 MPa que también es el mismo esfuerzo máximo obtenido mediante la modelación de elemento finito para la lámina uno de fibra de vidrio unidireccional. El espécimen con 250,000 ciclos presenta un esfuerzo máximo con una magnitud de 490 MPa, el cual es el de menor magnitud de todos los LFM unidireccionales ensayados en la segunda prueba de tensión. Se puede apreciar como ocurrió una cierta tendencia en que la magnitud de esfuerzo máximo

aumenta conforme se incrementa el número de ciclos de fatiga, esta tendencia se presenta en los especímenes con 250 000, 500 000 y 750 000 ciclos, en los cuales la magnitud de esfuerzo máximo se incrementó conforme aumentó el número de ciclos de fatiga. Los LFM unidireccionales presentaron un comportamiento similar a los especímenes de fibra de vidrio unidireccionales tanto en perfiles de esfuerzo como también magnitudes de esfuerzo máximo en el borde del orificio.

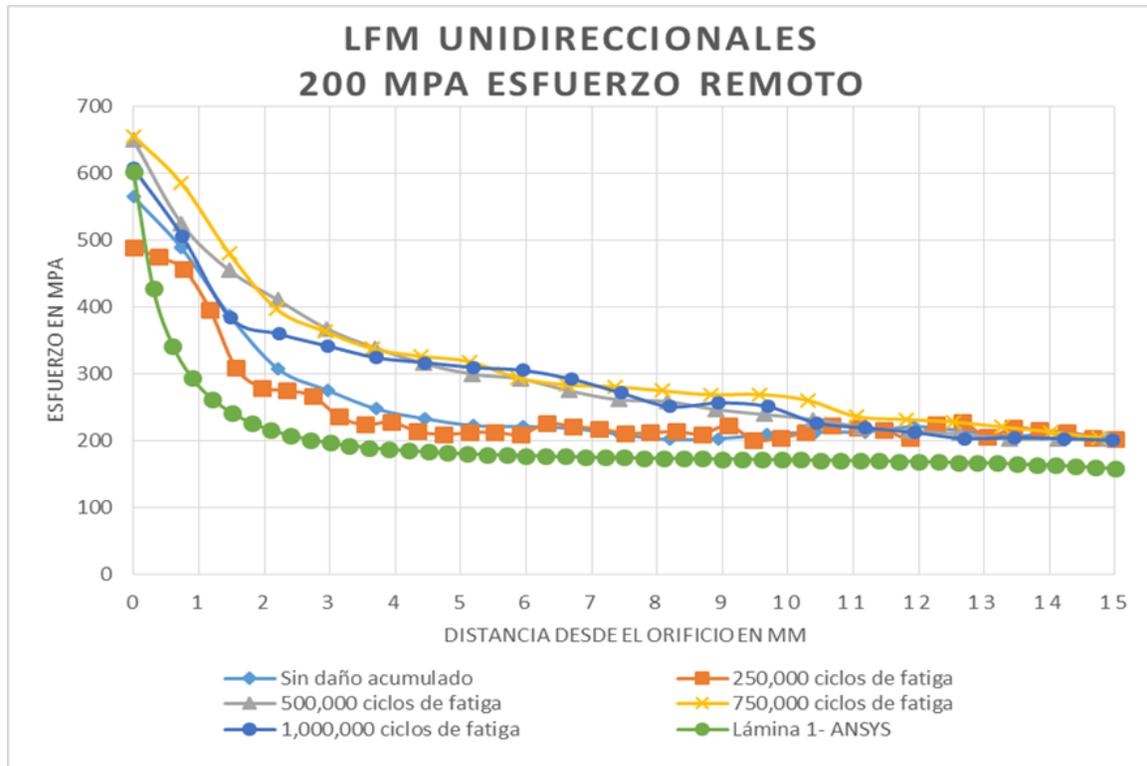


Figura 84. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en LFM unidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 200 MPa.

5.6.1.5. Laminado Fibra-Metal multidireccional

Los especímenes LFM presentaron un desempeño muy inferior ante el daño acumulado por fatiga comparado con los demás laminados que fueron ensayados, ya que como comentó anteriormente, presentaron grandes delaminaciones en todos los especímenes con dalo acumulado, incluso el espécimen con 250,000 ciclos de fatiga. En la Figura 85 se muestran los perfiles de esfuerzo con esfuerzo remoto aplicado de 100 MPa. Se observa como el espécimen con 750,000 ciclos de fatiga tiene un esfuerzo máximo con una magnitud aproximada de 490 MPa; el espécimen

con 1,000,000 de ciclos de fatiga presenta un esfuerzo máximo de 400 MPa en el borde del orificio, a un par de milímetros del borde del orificio el esfuerzo tiene una magnitud aproximada de 300 MPa y se mantiene incluso a una distancia de 15 mm, es decir que se mantiene a lo largo de todo el espécimen, esto se debe a que en toda la sección delante del agujero existe delaminación, por lo que deformaciones de una magnitud considerable (de 1 a 3%) provocan esfuerzos de mayor magnitud. Este tipo de comportamiento se presenta en todos los especímenes con daño acumulado a excepción del espécimen sin daño, ya que éste último no presenta delaminaciones. También se puede observar como la curva obtenida de la modelación de elemento finito tiene poca concordancia con las curvas obtenidas experimentalmente ya que el modelo de elemento finito asume que existe una unión perfecta entre las láminas de material compuesto y las láminas de aluminio así como también no considera el daño acumulado por fatiga. A pesar de que este tipo de laminado es más sensible al daño por fatiga, se puede observar una tendencia muy marcada en la distribución de esfuerzos, ya que se puede observar claramente como la magnitud del esfuerzo máximo en el borde del orificio (e incluso delante de él, a lo largo de la sección media del espécimen) incrementa conforme aumenta el número de ciclos de fatiga y es que para este tipo de daño se tiene una interface más homogénea ya que además de las láminas de aluminio se tienen dos láminas a 90° lamina multidireccional, por el que el tipo de daño no solo se dirige en una dirección a través de la separación entre la fibra-matriz y por consiguiente agrietamiento de la matriz, si no que se va distribuyendo de manera más uniforme con las láminas a 90° retrasando el agrietamiento de la matriz. Por lo que este tipo de comportamiento puede resultar benéfico ya que se puede tener una idea aproximada de cómo incrementa el daño conforme aumenta los ciclos de fatiga y a partir de esto se podría tener de cierta manera una predicción de cuándo o en qué momento se presentará el desprendimiento o falla total del espécimen.

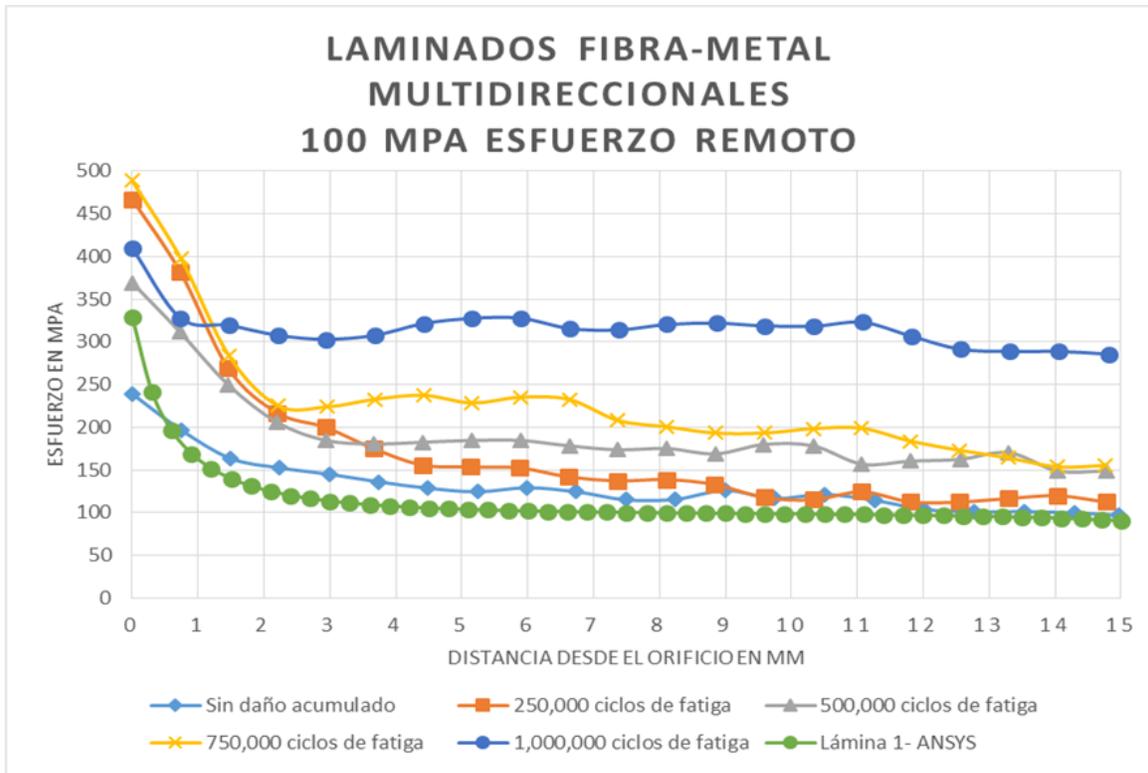


Figura 85. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en LFM multidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 100 MPa.

Para la segunda prueba con un esfuerzo remoto de 200 MPa se presenta el mismo comportamiento que se ha descrito anteriormente, en el que se observa una tendencia muy marcada de como la magnitud de los esfuerzos aumentan conforme se incrementa la cantidad de ciclos de fatiga. Se obtuvieron esfuerzos máximos de 900 MPa para los especímenes con 750,000 y 500,000 ciclos de fatiga, estos esfuerzos son los de mayor magnitud obtenida en todas las pruebas de todos los laminados ensayados. Para los demás especímenes se tienen esfuerzos que van desde los 600 hasta los 800 MPa, que se encuentran muy por arriba del esfuerzo remoto de 200 MPa (Figura 86).

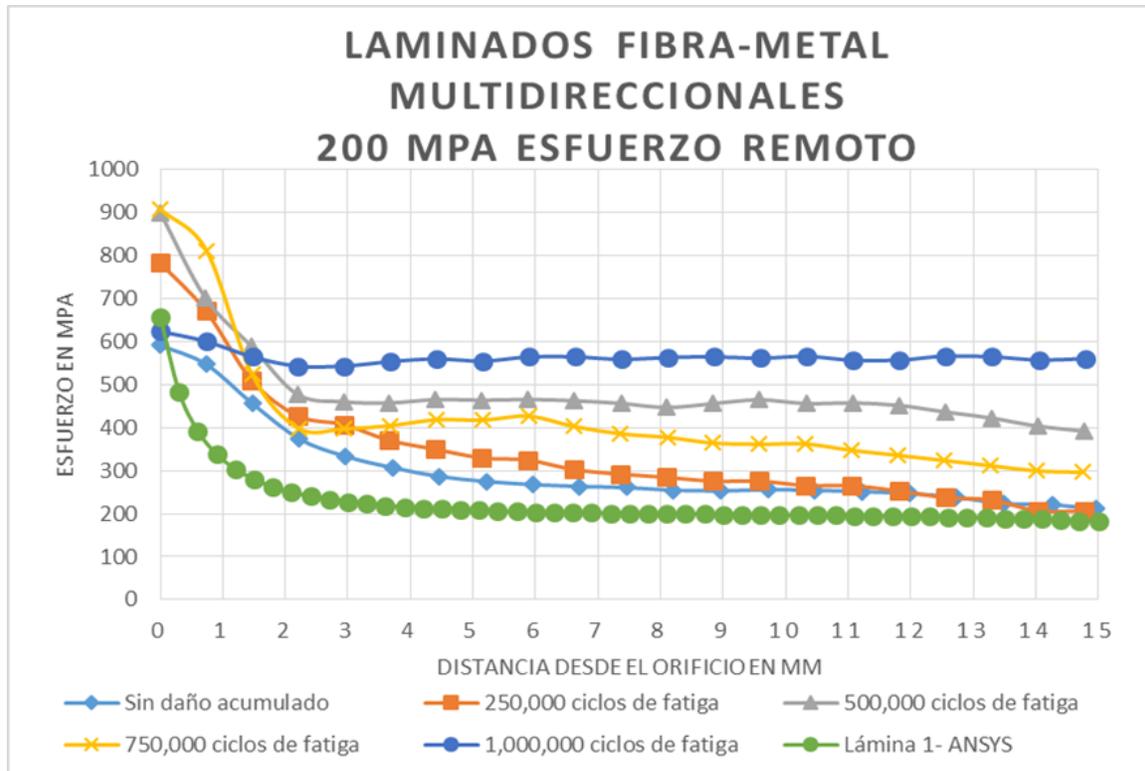


Figura 86. Distribución de esfuerzos $\sigma_y(x, 0)$ en LFM multidireccionales con diferentes niveles de daño previo. El esfuerzo remoto aplicado fue de 200 MPa.

5.7. RESULTADOS DE INSPECCIÓN POR ULTRASONIDO C-SCAN

A continuación se presentan las imágenes obtenidas mediante los ensayos no destructivos con ultrasonido C-Scan de los laminados de material compuesto y de los laminados fibra-metal.

En la Figura 87 se presenta un espécimen de fibra de vidrio unidireccional sin daño acumulado por fatiga, en el cual se pueden observar como no presenta ningún tipo de daño así como también se distinguen tanto los bordes del espécimen como el agujero. Para el resto de los especímenes con daño acumulado se observa el agrietamiento de la matriz y solo espécimen con 250,000 ciclos presenta cierta delaminación alrededor del agujero. En la Figura 88 se presentan las imágenes obtenidos mediante ultrasonido C-Scan de los especímenes de fibra de vidrio unidireccional. Para los especímenes de fibra de vidrio multidireccionales se corroboran los resultados obtenidos del mapeo de deformaciones y de la inspección

visual, ya que como se puede observar en la Figura 89 no se presenta el agrietamiento de la matriz en ningún espécimen; a excepción del espécimen con 500,000 ciclos de fatiga que presenta cierta delaminación, los tres especímenes restantes no presentan este tipo de daño. Por lo anterior se demuestra que el laminado de fibra de vidrio multidireccional tiene una buena tolerancia al daño acumulado por fatiga.

En los LFM unidireccionales (Figura 90) el tipo de daño presente es delaminación alrededor del agujero en los especímenes con mayor daño acumulado, aunque estas delaminaciones no tienen una gran extensión; no se presenta el agrietamiento de la matriz en ningún espécimen. Este tipo de laminado presenta un buen comportamiento ante el daño acumulado por fatiga por lo demostrado en las pruebas anteriores y se corrobora con la inspección mediante ultrasonido C-Scan.

En cuanto a los LFM multidireccionales se puede observar en la Figura 91 como todos los especímenes presentaron grandes delaminaciones en todos los niveles de daño acumulado, por lo que con ello se comprueba la pobre tolerancia que tiene este tipo de laminado ante el daño acumulado por fatiga.

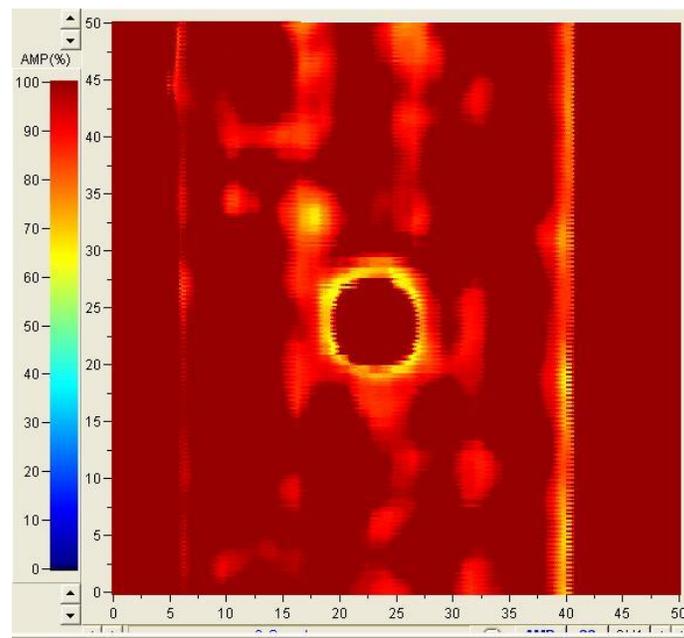


Figura 87. Inspección mediante ultrasonido C-Scan de laminado de espécimen de fibra de vidrio unidireccional sin daño acumulado.

LAMINADO FIBRA DE VIDRIO UNIDIRECCIONAL

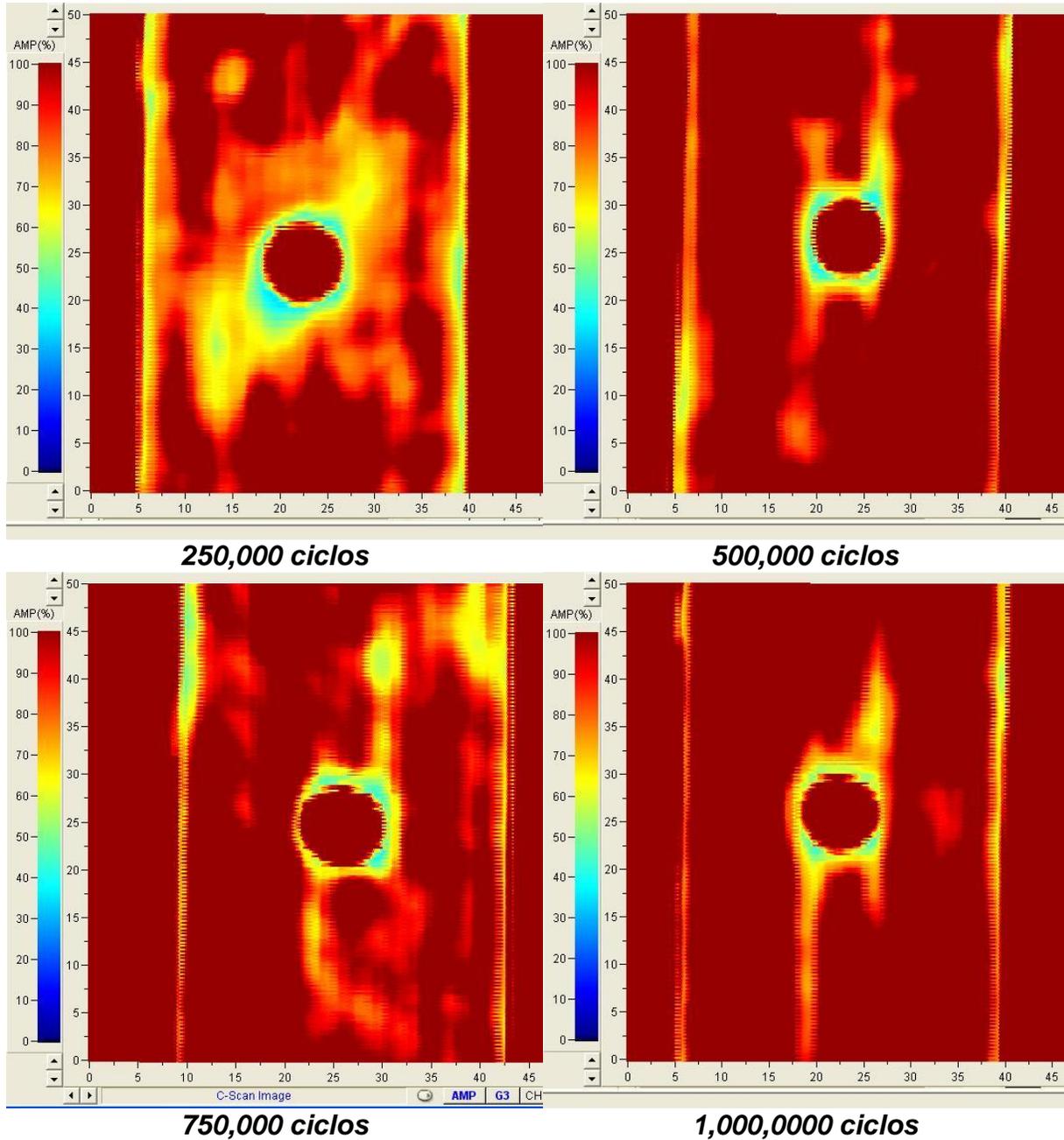


Figura 88. Inspección mediante ultrasonido C-Scan de laminado de fibra de vidrio unidireccional con diferentes niveles de daño acumulado por fatiga.

LAMINADO FIBRA DE VIDRIO MULTIDIRECCIONAL

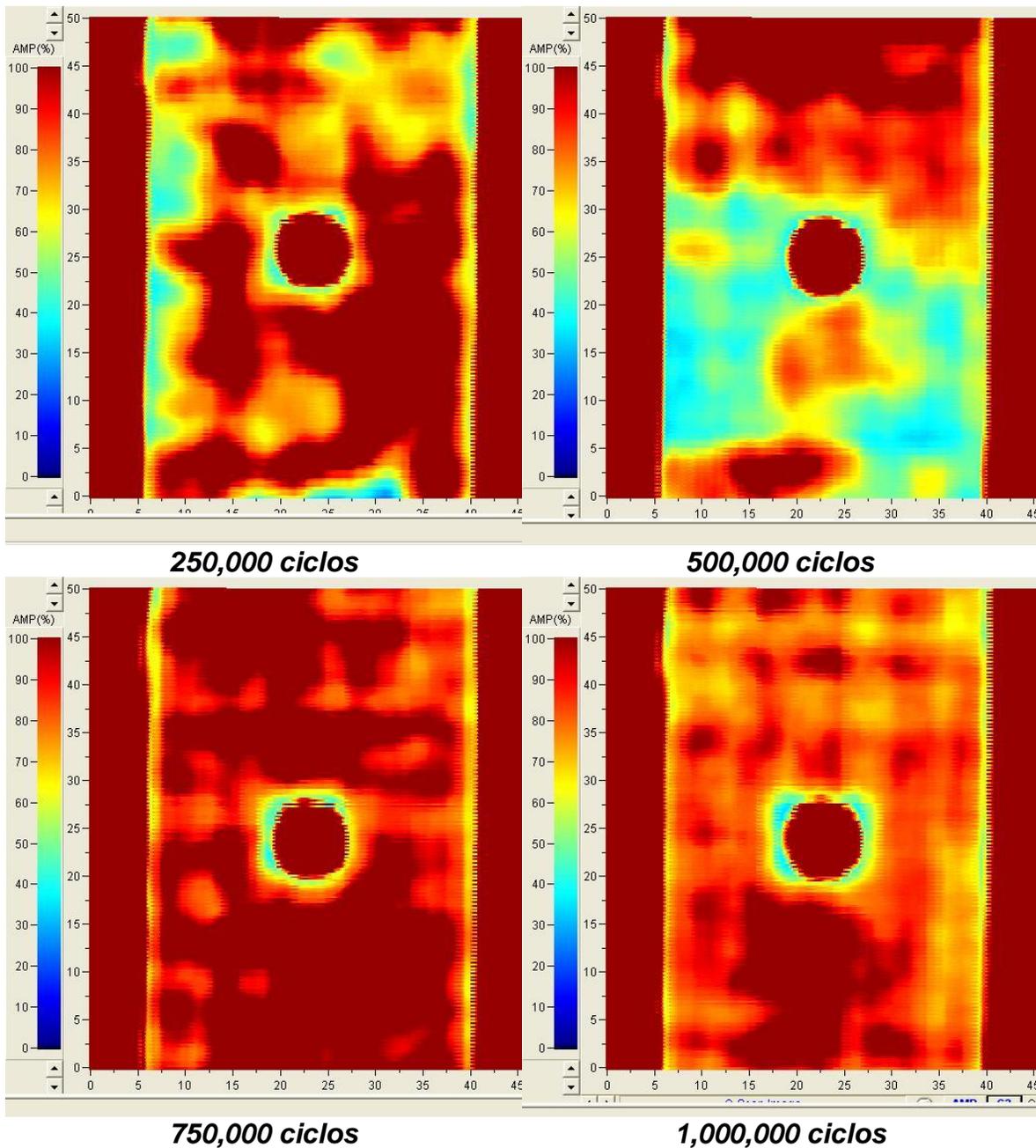


Figura 89. Inspección mediante ultrasonido C-Scan de laminados de fibra de vidrio multidireccional con diferentes niveles de daño acumulado por fatiga.

LAMINADOS FIBRA-METAL UNIDIRECCIONALES

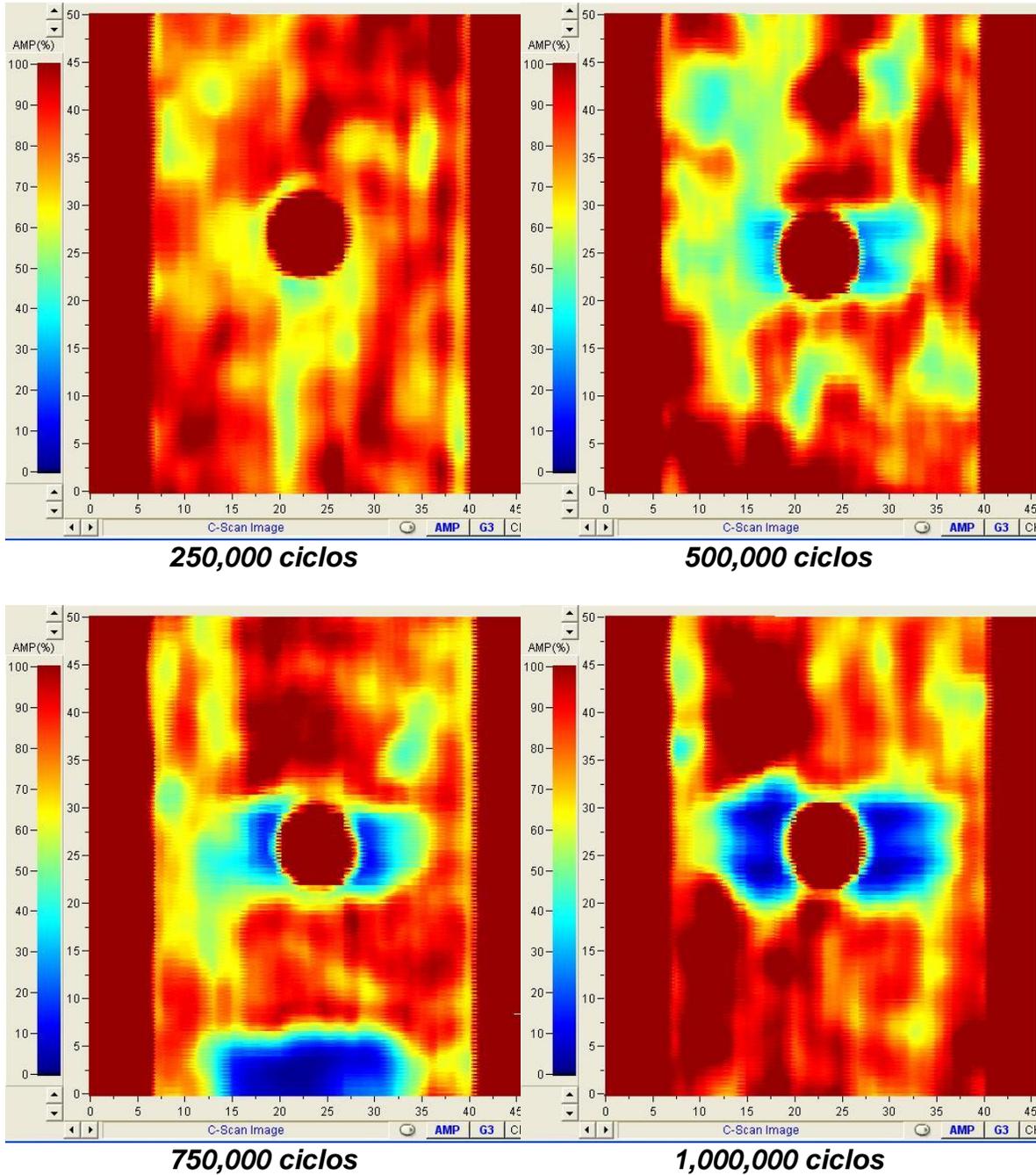


Figura 90. Inspección mediante ultrasonido C-Scan de LFM unidireccionales con diferentes niveles de daño acumulado por fatiga.

LAMINADOS FIBRA-METAL MULTIDIRECCIONALES

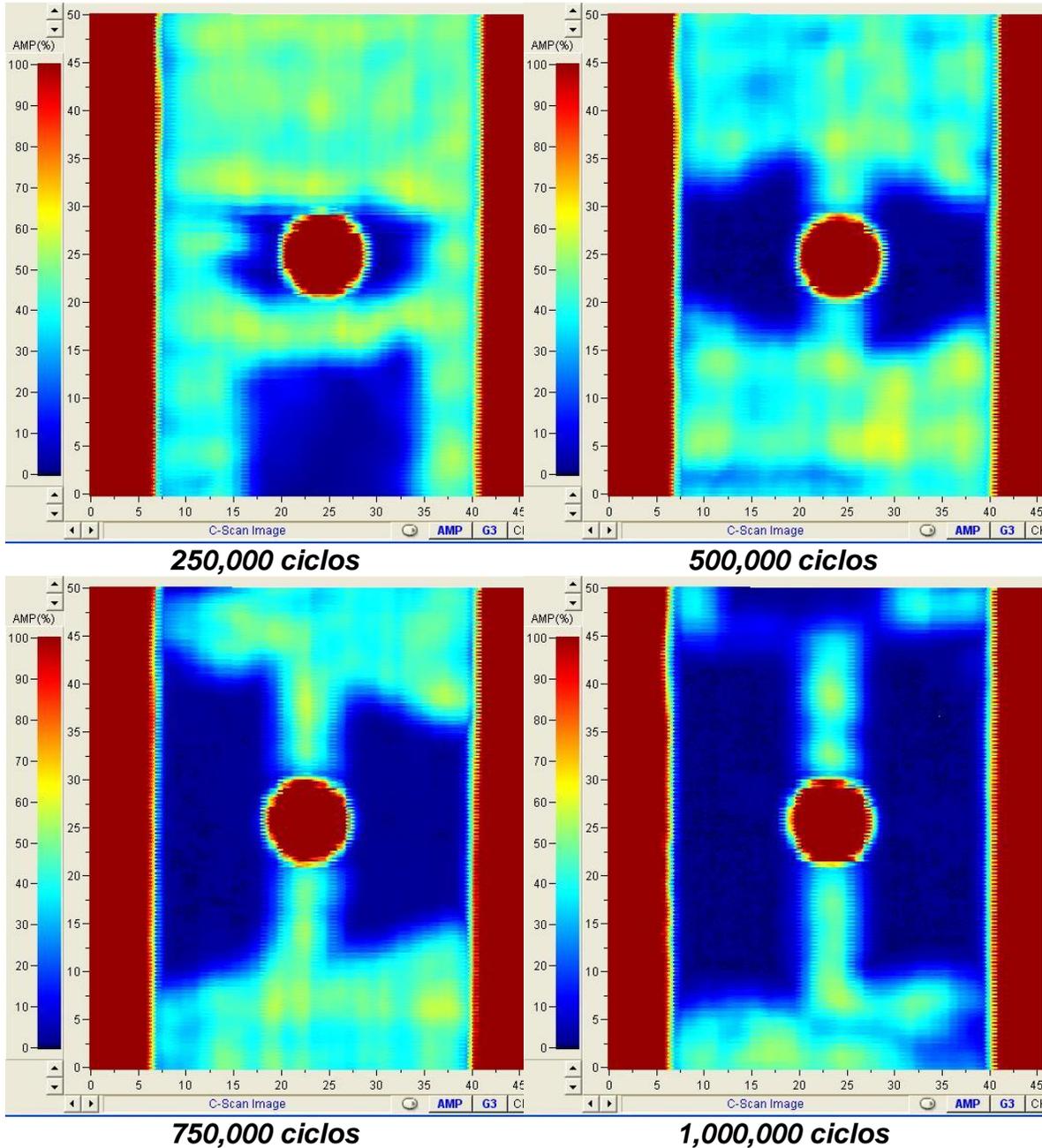


Figura 91. Inspección mediante ultrasonido C-Scan de LFM multidireccionales con diferentes niveles de daño acumulado por fatiga.

6. CONCLUSIONES Y TRABAJO A FUTURO

6.1. CONCLUSIONES

Se realizó una investigación experimental y numérica del comportamiento mecánico de componentes laminados de fibra de vidrio (unidireccional, multidireccional y tejido) y laminados fibra-metal con concentradores de esfuerzos sometidos cargas de tensión y fatiga.

Para determinar la resistencia con orificio (*OHT*) del laminado de fibra de vidrio y del LFM, se realizaron pruebas de tensión de las cuales se determinó que la resistencia máxima del laminado de fibra de vidrio unidireccional fue de 425 MPa y para el LFM unidireccional se obtuvo una resistencia máxima de 704 MPa; esto demuestra que la adición de láminas de aluminio resulta en mejores propiedades a tensión ya que la resistencia última del LFM es cerca del 35% mayor que la del laminado de fibra de vidrio unidireccional; además de que el tratamiento químico P2 proporciona una buena unión entre la lámina metálica y el material compuesto.

Se desarrolló un estudio para entender el efecto del daño por fatiga en dos materiales, en laminados de fibra de vidrio y LFM, ambos con concentrador de esfuerzos tipo agujero circular. Los resultados demostraron que los tres tipos de material compuesto así como de los dos LFM han tenido una buena respuesta a la fatiga, ya que se han ensayado hasta 1,000,000 de ciclos y no se presentó la falla total o fragmentación de ningún espécimen.

Una vez terminadas las pruebas de fatiga, mediante la aplicación del sistema ARAMIS® se llevó a cabo un análisis experimental realizando pruebas de tensión cuasi-estática con 2 niveles de esfuerzo remoto máximo para obtener los campos de deformación de especímenes con y sin daño por fatiga. Los campos de deformaciones obtenidos corresponden a la capa exterior del laminado, que para todos los laminados con secuencia de apilado unidireccional y multidireccional es de fibra de vidrio unidireccional(a excepción del laminado de fibra de vidrio tejida).

El sistema ARAMIS® resultó útil para medir los campos de deformaciones así como también para identificar el daño provocado por fatiga como lo es el agrietamiento de la matriz. Para todos los especímenes LFM y para los especímenes de fibra de vidrio unidireccional, la máxima concentración de deformaciones ε_y se encuentra en la sección media de los especímenes justo en el borde del agujero. Para el laminado de fibra de vidrio multidireccional, la máxima concentración de deformaciones se encuentra desplazada un par de milímetros hacia arriba y abajo del borde del agujero. El laminado de fibra de vidrio unidireccional es el que más deformaciones angulares ε_{xy} ha presentado de los especímenes ensayados, el LFM multidireccional ha presentado las máximas deformaciones ε_y con un valor de 7.95% para un esfuerzo remoto aplicado de 200 MPa.

Los perfiles de esfuerzo de los especímenes de fibra de vidrio unidireccional muestran una redistribución de esfuerzos provocado por el daño acumulado ya que los especímenes con 500,000 y 750,000 ciclos presentan los esfuerzos máximas en el borde del agujero con una magnitud de 340 y 390 MPa, respectivamente, mientras que el espécimen con 1,000,000 de ciclos presenta un esfuerzo máximo de 320 MPa. La solución de Lekhnitskii concuerda con la de elemento finito así como presenta un comportamiento muy similar a las obtenidas experimentalmente pero difiere en valores, lo cual puede atribuirse a factores como resolución de la cámara, promedio de pixel, tamaño de facetas, escala, homogeneidad del material, etc. Además de que los modelos de elemento finito no toman en consideración el daño acumulado por fatiga, así como también describen un material ortotrópico ideal homogéneo con una perfecta unión entre las láminas; esta es la razón por lo cual existe una diferencia entre los campos de deformaciones y esfuerzos adquiridos experimentalmente y los obtenidos de la simulación de elemento finito.

En referencia al laminado de fibra de vidrio multidireccional ($0^\circ/90^\circ$) presentaron perfiles de esfuerzo muy uniformes que están en un rango de entre 300 y 350 MPa. Además de que tuvieron un excelente comportamiento a la fatiga ya que no han presentado algún tipo de daño considerable.

El LFM unidireccional tuvo un comportamiento similar al lamiendo de fibra de vidrio unidireccional con perfiles de esfuerzo similares, presentándose también una redistribución de esfuerzos debida al daño por fatiga, los especímenes con 500,000 y 750,000 ciclos presentan los esfuerzos máximos en el borde del agujero. Para el LFM multidireccional se han obtenido perfiles de esfuerzo que están en el rango de los 450 y 900 MPa que están muy por arriba de los esfuerzos remotos aplicados de 100 y 200 MPa respectivamente. En estos especímenes se pudo observar una tendencia muy marcada en la distribución de los esfuerzos, en la cual la magnitud de dichos esfuerzos incrementó conforme aumentaba el número de ciclos de fatiga, lo cual realizando más repeticiones de dichas pruebas, este tipo de comportamiento puede resultar beneficioso ya que tiene el potencial de ser útil para tener una aproximación de en qué momento se puede presentar el desprendimiento o falla total del espécimen cuando está sometido a cargas de fatiga. Además de que la magnitud de los perfiles de esfuerzo se mantiene alta a pesar de estar lejos del borde del agujero, esto se debe a la gran concentración de deformaciones en la sección media del espécimen y que está asociada a las delaminaciones provocadas por el daño por fatiga.

También se llevó a cabo un estudio de los mecanismos de daño por fatiga presente en los laminados de material compuesto y LFM, vía inspección visual y por ultrasonido C-Scan. En los cuales se encontró el agrietamiento de la matriz en los especímenes de fibra de vidrio unidireccional y delaminaciones en los laminados fibra metal.

En conclusión, los laminados de fibra de vidrio tienen una mejor tolerancia al daño por fatiga ya que si los comparamos en los 4 diferentes niveles de daño por fatiga han presentado una magnitud de daño mucho menos que los LFM, incluso a un nivel de 1 000 000 de ciclos de fatiga ya que solo se ha presentado el agrietamiento de la matriz a diferencia de los LFM, que a este nivel de daño por fatiga presentaron una gran delaminación alrededor del agujero; siendo el laminado de fibra de vidrio multidireccional el que mejor desempeño ha presentado en los 4 diferentes niveles de daño por fatiga gracias a los resultados obtenidos del mapeo de deformaciones,

además de que por inspección visual como por ultrasonido se aprecia que no hay agrietamiento de la matriz ni delaminación. La adición de láminas de aluminio provoca un aumento significativo del área dañada en el laminado unidireccional y grandes delaminaciones en el laminado multidireccional

La redistribución de esfuerzos depende de la configuración de apilamiento, así como del daño previo acumulado por fatiga al que se ha sometido cada una de las probetas.

6.2. TRABAJO A FUTURO

Realizar pruebas de tensión cuasi-estáticas para determinar tanto la resistencia residual a la tensión con concentrador de esfuerzos como el cambio de rigidez en laminados de fibra de vidrio y fibra-metal, en intervalos al inicio y después de 250,000 ciclos de fatiga, así como examinar la influencia que tiene el aluminio en la sensibilidad ante al daño por fatiga comparando los cambios de rigidez y la resistencia residual en ambos materiales.

Realizar pruebas de fatiga en tensión-tensión en laminados de material compuesto de fibra de vidrio y fibra-metal, hasta que se presente la falla total o fragmentación de los especímenes para determinar la vida a la fatiga o cantidad máxima de ciclos en cada espécimen y elaborar diagramas S-N para estudiar la influencia de la adición del aluminio en el desempeño ante la fatiga con concentrador de esfuerzos.

Analizar la influencia del material compuesto en el crecimiento de grieta por fatiga de las láminas de aluminio con diferentes tipos de concentradores de esfuerzos.

Realizar pruebas de fractografía en los especímenes con daño acumulado por fatiga, realizando un corte transversal al espécimen donde se ubica al agujero para analizar los tipos de presentes en cada lámina y analizar la tolerancia al daño interlaminar entre un laminado de fibra de vidrio y un lamiando fibra-metal.

7. REFERENCIAS

- [1] Soutis C. Fibre reinforced composites in aircraft construction. *Prog Aerosp Sci* 2005;41:143–51.
- [2] Flower HM, Soutis C. Materials for airframes. *Aeronaut J.* 2003;107(1072):331–41.
- [3] Vogelesang LB, Marissen R, Schijve J. *A new fatigue resistant material: aramid reinforced aluminum laminate (ARALL)*. In: Proceedings of the 11th ICAF Symposium, Noordwijkerhout, NLR, 1981. p. 3.4/1±.4/39.
- [4] L.B. Vogelesang, A. Vlot, *Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures*. *Journal of Materials Processing Technology* 103(1) (2000) 1-5.
- [5] A. Vlot, JW. Gunnink, *Fiber metal laminates-an introduction*. Dordrecht. The Netherlands: Kluwer Academic Publisher (2001).
- [6] P.T. Curtis, B.B. More, *The effects of environmental exposure on the fatigue behavior of CFRP laminates*, *Composites* 14 (3) (1983) 1015–1022.
- [7] Lekhnitskii, S.G. *Anisotropic Plates* [by] S.G. Lekhnitskii. Translated from the Second Russian Edition by S. W. Tsai and T. Cheron. 1968.
- [8] Nuismer, R. J. and J. M. Whitney, *Uniaxial Failure of Composites Laminates Containing Stress Concentration*. *Fracture Mechanics of Composites*, 1975. ASTM: p.117-142.
- [9] Pandita, S. D., K. Nishibayashi, and I. Verpoest, *Strain concentration in woven fabric composites with holes*. *Composites Structures*, 2003. 59(3): p. 361-368
- [10] Toubal, L., Karama, and B. Lorrain, *Stress concentration in a circular hole in composite plate*. *Composite Structures*, 2005. 68(1): p. 31-36.

- [11] E.V. larve, D. Mollenhauerb, R. Kim, *Theoretical and experimental investigation of stress redistribution in openhole composite laminates due to damage accumulation*, *Composites*, 2005. Part A 36 p.163–171.
- [12] R.M. O’Higgins, M.A. McCarthy, C.T. McCarthy, *Comparison of open hole tensión characteristics of high strength glass and carbon fibre-reinforced composite materials*, *Composites Science and Technology*, 2008 68(1): p. 2770–2778.
- [13] W. R. Broughton, M.R.L. Gower MRL, M.J. Lodeiro, G.D. Pilkington, R.M. Shaw, *An experimental assessment of open-hole tension-tension fatigue behaviour of a GFRP laminate*. *Compos Part A* 2011. 42(10): p.1310–1320.
- [14] O.J. Nixon-Pearson, S.R. Hallett, *An investigation into the damage development and residual strengths of open-hole specimens in fatigue*, *Composites: Part A* 2015 69 p. 266–278.
- [15] Mollenhauer D., larve E.V., Kimb R., Langley B., *Examination of ply cracking in composite laminates with open holes: A moire´ interferometric and numerical study*. *Composites: Part A* 37 (2006):p.282–294
- [16] Erçin, G. H., et al. *Size effects on the tensile and compressive failure of notched composite laminates*. *Composite Structures*, 2013. 96(0):p.736-744.
- [17] Pires, I. Qunitino, and R.M. Miranda, *Performance of 2024-T3 Aluminium Adhesive Bonded Joint*. *Material and Manufacturing Processes*, 2005. 20.(2): p. 175-185.
- [18] Park S. Y., et al. *Effects of surface pre-treatment and void content on GLARE laminate process characteristics*. *Journal of Materials Processing Technology*, 2010. V.210(8):p. 1008–101
- [19] Marissen. *Fatigue crack growth in ARALL A hybrid aluminium-aramid composite material*

- [20] Caminero M. A., Lopez-Pedrosa M., Pinna C., Soutis C., *Damage Assessment of Composite Structures Using Digital Image Correlation*. Appl Compos Mater (2014) 21:91–106.
- [21] Carrillo, J.G. and W.J. Cantwell, *Scaling effects in the tensile behavior of fiber-metal laminates*. Composites Science and Technology, 2007 67 (7-8): p. 1684-1693.
- [22] Wu G., Y.Tan, and J. Yang, *Evaluation of residual strength of notched fiber metal laminates*. Materials Science and Engineering: A, 2007. 457(1-2):p. 338-349.
- [23] Khan S. U., Alderliesten R. C. and R. Benedictus, *Post-stretching induced stress redistribution in Fiber Metal Laminates for increased fatigue crack growth resistance*. Composites Science and Technology, 2009. 69(3-4):p. 396-405.
- [24] Khan S. U., Alderliesten R. C. and Benedictus R., *Delamination in Fiber Metal Laminates (GLARE) during fatigue crack growth under variable amplitude loading*. International Journal of Fatigue 33 (2011):p. 1292–1303
- [25] Kawai, M. and Y. Arai, *Off-axis notched strength of fiber-metal laminates and a formula for predicting anisotropic size effect*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2009. 40(12):p. 1900-1910.
- [26] Zhang Z., Wang W., Rans C., Benedictus R., *An experimental investigation into pin loading effects on fatigue crack growth in Fibre Metal Laminates*. 21st European Conference on Fracture, ECF21, 20-24 June 2016, Catania, Italy. Structural Integrity Procedia 2 (2016):p.3361-3368.
- [27] Materiales compuestos Tomo I. Antonio Miravete. Editorial REVERTÉ, S.A. 2007.
- [28] Ashton, Larry J., Huntsman, Steven D., Allman, Michael G., Strong, A. B. *“Filament winding of composite isogrid fuselage structures”* 1991, p. 19-32. Composites in manufacturing. Dearborn, MI, Society of Manufacturing Engineers.
- [29] Alderliesten RC, Benedictus R. *Fiber/metal composite technology for future primary aircraft structures*. In: 48th Aiaa/Asme/Asce/Ahs/Asc structures, structural

dynamics, and materials conference 15th; April 23–26, 2007; Honolulu, Hawaii; 2007. p. 1–12.

[30] Sinmazçelik, T., et al., *A review: Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods*. *Materials and Design*, 2011.32 (7):p. 3671–3685

[31] Beumler T, Pellenkoft F, Tillich A, Wohlers W, Smart C. Airbus costumer benefit from fiber metal laminates. Airbus Deutschland GmbH; 2006 May, Ref. no: L53pr0605135-Issue 1. p. 1–18.

[32] Castrodeza EM, Bastian FL, Perez JEI. *Critical fracture toughness, J_c and $D5c$, of unidirectional fibre–metal laminates*. *Thin-Walled Struct* 2003;4:1089–101.

[33] Voegesang B, Gunnink JW, Roebroeks GHJJ, Muè Ller RPG. Toward the supportable and durable aircraft fuselage structure. In: Grandage JM, Jost GS, editors. *Proceedings of the 18th symposium of the international committee on aeronautical fatigue*, 1995 May 3–5, Melbourne, Australia; 1995. p. 257– 272.

[34] Asundi A, Choi Alta YN. *Fiber metal laminates: an advanced material for future aircraft*. *J Mater Process Technol* 1997;63:384–94.

[35] Guo YJ, Wu XR, Zhang ZL. Characterization of delamination growth behaviour of hybrid bonded laminates. *Fatigue Fract Eng Mater Struct* 1997;20(12):1699–708.

[36]T. Sinmazcelik, E. Avcu, et al., *A review: Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods*. *Materials and Design* 32 (2011) 3671-3685.

[37] Botelho EC, Silva RA, Pardini LC, Rezende MC. A review on the development and properties of continuous fiber/epoxy/aluminum hybrid composites for aircraft structures. *Mater Res* 2006;9(3):p.247–56.

[38] S. Wu, *Polymer Interface and Adhesion*. 1st ed., Marcel Dekker, New York, 1982.

[39] Drzal, L. T., Rich, M. J., and Lloyd, P. F., *J. Adhes.* 16, 1–30 (1983).

- [40] Berg, J. C., *Semi-empirical Strategies for Predicting Adhesion*, (Elsevier, Amsterdam, 2002), 1st ed., Vol. 2, Ch. 1, pp. 1–73
- [41] Handbook, *Adhesive Technology Handbook*. 2da Edition, Edit by Sina Ebnesajjad, 2008.
- [42].S. Y. Park, W. Y. Choi, H. S. Choi, *Effects of surface pre-treatment and void content on GLARE laminate process characteristics*. *Journal of Materials Processing Technology* 210 (2010) 1008-1016.
- [43]_ASTM D5766, 2007, “*Standard Test Method for Open-Hole Tensile Strength of Polymer Matrix Composite Laminates*”. 2007, ASTM International, West Conshohocken, PA.
- [44] ASTM D7615, 2011, “*Standard Practice for Open Hole Fatigue Response of Polymer Matrix Composite Laminates*”, 2011, West Conshohocken, PA.
- [45] Nixon-Pearson O. J. et. al., *Damage development in open-hole composite specimens in fatigue. Part 1: Experimental investigation*. *Composite Structures* 106 (2013):p. 882–889.
- [46] E. José-Trujillo, *Evaluación del daño por impacto de baja velocidad en compuestos laminados fibra de vidrio-aluminio*. Centro de Ingeniería y desarrollo industrial CIDESI. 2016.
- [47] F. Velasco-Reyes, *Análisis de componentes de materiales compuestos híbridos con concentradores de esfuerzos*. Centro de Ingeniería y desarrollo industrial CIDESI. 2013.